



TUGAS AKHIR - TE 141599

***OPTIMAL SIZING SISTEM PESAWAT TERBANG TANPA
AWAK BERTENAGA SURYA UNTUK TERBANG
AUTONOMOUS***

Muhammad Faiz Afif
NRP 07111340000183

Dosen Pembimbing
Heri Suryoatmojo, S.T., M.T., Ph.D
Vita Lystianingrum Budiharto Putri, S.T., M.Sc., Ph.D

DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Elektro
Institut Teknologi Sepuluh November
Surabaya 2018



FINAL PROJECT- TE 141599

**OPTIMAL SIZING OF SOLAR-POWERED UNMANNED
AERIAL VEHICLE SYSTEM FOR AUTONOMOUS FLIGHT**

Muhammad Faiz Afif
NRP 07111340000183

Advisor
Heri Suryoatmojo, S.T., M.T., Ph.D
Vita Lystianingrum Budiharto Putri, S.T., M.Sc., Ph.D

DEPARTMENT OF ELECTRICAL ENGINEERING
Faculty of Electrical Technology
Institut Teknologi Sepuluh November
Surabaya 2017

PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Dengan ini saya sebagai penulis menyatakan bahwa isi sebagian maupun keseluruhan Tugas Akhir saya dengan judul “*Optimal sizing Sistem Pesawat Terbang Tanpa Awak Bertenaga Surya Untuk Terbang Autonomous*” adalah benar-benar hasil karya intelektual mandiri, diselesaikan tanpa menggunakan bahan-bahan yang tidak diijinkan dan bukan karya pihak lain yang saya akui sebagai karya sendiri.

Semua referensi yang dikutip maupun dirujuk telah ditulis secara lengkap pada daftar pustaka. Apabila ternyata pernyataan ini tidak benar, saya bersedia menerima sanksi sesuai peraturan yang berlaku.

Surabaya, Januari 2018



Muhammad Faiz Afif
NRP. 07111340000183

**OPTIMAL SIZING SISTEM PESAWAT TERBANG TANPA
AWAK BERTENAGA SURYA UNTUK TERBANG
AUTONOMOUS**

TUGAS AKHIR

**Diajukan untuk Memenuhi Sebagian Persyaratan
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
Pada
Bidang Teknik Sistem Tenaga
Departemen Teknik Elektro
Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

Menyetujui:

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II

Heri Suryatmojo S.T., M.Ts., Ph.D. Wita Efstianingrum, S.T., M.Sc., Ph.D.
NIP. 19800603 200604 1 005 NIP. 19820829 200604 2 001

**SURABAYA
JANUARI, 2018**

OPTIMAL SIZING SISTEM PESAWAT TERBANG TANPA AWAK BERTENAGA SURYA UNTUK TERBANG AUTONOMOUS

Muhammad Faiz Afif
07111340000183

Dosen Pembimbing 1 : Heri Suryoatmojo, S.T., M.T., Ph.D
Dosen Pembimbing 2 : Vita Lystianingrum, S.T., M.Sc., Ph.D

ABSTRAK

Saat ini pesawat tanpa awak banyak digunakan dalam berbagai kegiatan, salah satunya dapat digunakan untuk penginderaan jarak jauh, dapat menjadi *mobile* satellite untuk jaringan komunikasi, serta dapat digunakan dalam pengiriman barang-barang untuk korban bencana di daerah yang susah dijangkau oleh manusia. Proses integrasi tenaga surya ke dalam pesawat tanpa awak menjadi topik yang menarik dalam berbagai riset. Beberapa kegunaan dari integrasi tenaga surya ke dalam pesawat tanpa awak adalah kemungkinan untuk terbang terus menerus dengan sumber energi yang mampu disediakan oleh tenaga surya Metode penyesuaian konfigurasi pesawat diharapkan mampu mendapatkan ukuran pesawat optimum dengan mempertimbangkan lama penerbangan, daya pembangkitan panel surya, beban pesawat, gaya angkat pesawat, gaya dorong pesawat, dan gaya hambat pesawat dengan mengatur variabel luasan panel surya, kapasitas penyimpanan energi listrik, lebar sayap, konfigurasi sistem propulsi, agar didapatkan efisiensi penerbangan yang optimum. Kemudian menganalisis hasil optimasi dengan metode *multi-objective genetic algorithm* dengan menganalisis resultan gaya pada pesawat, *energy balance*, dan *wing loading*. Kemudian dilakukan analisis tambahan dengan menganalisis pengaruh perubahan dari *payload*, tingkat iradiasi, serta efisiensi panel surya terhadap resultan gaya pada pesawat, *energy balance*, dan *wing loading* terhadap konfigurasi pesawat hasil *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya. Hasil optimasi didapatkan konfigurasi optimum pesawat terbang tanpa awak untuk dapat terbang terus menerus.

Kata Kunci: UAV, Panel Surya, dan *Optimal sizing*

Halaman ini sengaja dikosongkan

OPTIMAL SIZING SOLAR POWERED UNMANNED AERIAL VEHICLE SYSTEM FOR AUTONOMOUS FLIGHT

Muhammad Faiz Afif
07111340000183

1st Advisor : Heri Suryoatmojo, S.T., M.T., Ph.D
2nd Advisor : Vita Lystianingrum, S.T., M.Sc., Ph.D

ABSTRACT

Nowdays, Unmanned Aerial Vehicle (UAV) has many potential application such as remote sensing, mobile satellite for communication network, and delivering disaster relief assistance for victim in remote area. The integration process of solar power into unmanned aircraft has become an interesting topic in various researches. Some of the utility of the integration of solar power into unmanned aircraft is the possibility to fly continuously with energy sources capable of providing solar power without limited energy sources. The aircraft configuration adjustment method is expected to be able to obtain optimum aircraft size considering the duration of flight, solar panel power generation, aircraft load, aircraft lift, aircraft thrust and drag resistance by adjusting variable of solar panel area, electric energy storage capacity, wingspan, configuration of the propulsion system, in order to obtain optimum flight efficiency. From the optimal solution result we analyze airplane force resultant, energy balance and wing loading proportion. Furthormore, this paper analyze effect from changes in payload, iridiance level, and solar panel efficiency from optimum plane configuration. Optimation process result on optimal configuration of unmanned aerial vehicle to flight continuously.

Key Words : UAV, Photovoltaic, and *Optimal sizing*

Halaman ini sengaja dikosongkan

KATA PENGANTAR

Puji syukur dipanjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat, taufik, dan hidayah-Nya, sehingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik. Penulis dapat menyelesaikan tugas akhir yang bersifat penelitian ilmiah yang berjudul *Optimal sizing* Sistem Pesawat Terbang Tanpa Awak Bertenaga Surya Untuk Terbang *Autonomous* selama satu semester sebagai aplikasi ilmu serta persyaratan menyelesaikan pendidikan Sarjana pada Bidang Studi Teknik Sistem Tenaga, Jurusan Teknik, Elektro, Fakultas Teknologi Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Penulis menyadari bahwa kegiatan dan buku tugas akhir ini dapat terselesaikan atas bantuan banyak pihak. Oleh karena itu, penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Allah SWT. atas segala limpahan rahmat dan hidayahnya.
2. Orang tua saya, Bapak Ir. Edy Yulianto dan Ibu Frida Andriani serta kakak saya M. Harun Al-Rasyid, S.T dan juga adik-adik saya Fachrizal Imam Rafii dan Talitha Almira Salsabila yang senantiasa menemani, mendoakan dan memberikan dorongan, baik moral maupun material dalam penyelesaian buku tugas akhir ini.
3. Bapak Heri Suryoatmojo, S.T., M.T., Ph.D dan Ibu Vita Lystianingrum Budiharto Putri, S.T., M.Sc., Ph.D selaku dosen pembimbing yang telah banyak memberikan masukan serta bimbingan sehingga penelitian dan buku tugas akhir ini dapat diselesaikan dengan baik.
4. Friskarine Gity Cladella yang telah memberikan dukungan moril dan senantiasa menyemangati untuk segera menyelesaikan tugas akhir.

Penulis pun memohon maaf atas segala kekurangan pada Tugas Akhir ini. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan informasi dikemudian hari bagi mahasiswa Teknik Elektro ITS pada khususnya dan seluruh pembaca pada umumnya.

Surabaya, Januari 2018

Penulis

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	
LEMBAR PERNYATAAN	
LEMBAR PENGESAHAN	
ABSTRAK	i
ABSTRACT	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
TABLE OF CONTENTS	xi
DAFTAR GAMBAR	xv
DAFTAR TABEL	xvii

BAB 1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang Masalah	1
1.2 Perumusan Masalah	1
1.3 Batasan Masalah	2
1.4 Tujuan	2
1.5 Metodologi	2
1.6 Sistematika Penulisan	3
1.7 Relevansi atau Manfaat	4

BAB 2 DASAR TEORI

2.1 Panel Surya	5
2.1.1 Prinsip Kerja	7
2.1.2 Arus dan Tegangan dari Sel Surya	7
2.1.3 Iradiasi	8
2.2 Penyimpanan Energi	10
2.3 Maximum Power Point Tracker (MPPT)	11
2.4 Brushless DC Motor	12
2.4.1 Prinsip Kerja Motor Brushless DC	14
2.4.2 Rangkaian Ekuivalen Motor Brushless DC	15
2.4.3 Komutasi Elektris pada Motor BLDC	18
2.5 Pengontrol Kecepatan Elektrik	20
2.6 Unmanned Air Vehicle (UAV)	20
2.6.1 Aerodinamika	21
2.6.2 Terbang Lurus dan Sejajar	25
2.7 Genetic Algorithm	26

BAB 3 *OPTIMAL SIZING* SISTEM PESAWAT TERBANG

TANPA AWAK BERTENAGA SURYA MENGUNAKAN MULTI-OBJECTIVE GENETIC ALGORITHM

3.1 Pemodelan <i>Optimal sizing</i> Sistem Pesawat Terbang Tanpa Awak Bertenaga Surya	29
3.1.1 Pemodelan Iradiasi	31
3.1.2 Tenaga Minimum Kecepatan Jelajah	34
3.1.3 Estimasi Berat Pesawat	36
3.1.4 Estimasi Daya	41
3.1.5 Batasan dan Fitness Function	43
3.2 Konfigurasi Multi-Objective Genetic Algorithm	43

BAB 4 HASIL ANALISIS DAN SIMULASI DATA

4.1 Hasil Simulasi <i>Optimal sizing</i> Menggunakan Multi-Objective Genetic Algorithm	47
4.1.1 Analisis Gaya Pada Pesawat	49
4.1.2 Analisis Power Balance	50
4.1.3 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading	51
4.2 Perbandingan Performansi Pesawat Terhadap Perubahan Payload	52
4.2.1 Analisis Gaya Pada Pesawat	53
4.2.2 Analisis Power Balance	53
4.2.3 Analisis Daya Pesawat	54
4.2.4 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading	55
4.3 Perbandingan Performa Pesawat Terhadap Perubahan Iradiasi	56
4.3.1 Analisis Gaya Pada Pesawat	56
4.3.2 Analisis Power Balance	57
4.3.3 Analisis Daya Pesawat	58
4.3.4 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading	58
4.4 Perbandingan Performa Pesawat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel Surya	59
4.4.1 Analisis Gaya Pada Pesawat	59
4.4.2 Analisis Power Balance	60
4.4.3 Analisis Daya Pesawat	61
4.4.4 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading	62

BAB 5 PENUTUP

5.1 Kesimpulan	63
5.2. Saran	63

DAFTAR PUSTAKA	65
LAMPIRAN.....	67
Main Program.....	67
Constrain.....	73
Fitness Function.....	76
Pemodelan Iridiasi	79
Desain Pesawat	82
NOMENCATURE	83
RIWAYAT HIDUP	85

Halaman ini sengaja dikosongkan

TABLE OF CONTENTS

TITLE PAGE

STATEMENT OF AUTHENTICITY SHEET

APPROVAL SHEET

ABSTRACT (IND).....	i
ABSTRACT (ENG).....	iii
PREFACE.....	v
TABLE OF CONTENTS (IND).....	vii
TABLE OF CONTENTS (ENG)	xi
ILLUSTRATIONS.....	xv
TABLES.....	xvii

CHAPTER 1 INTRODUCTION

1.1 Background of Problems	1
1.2 Problems	1
1.3 Limitations.....	2
1.4 Objectives	2
1.5 Methodology.....	2
1.6 Writing Schematics.....	3
1.7 Relevance or Benefits	4

CHAPTER 2 BASIC THEORY

2.1 Photovoltaic	5
2.1.1 Basic Principle.....	7
2.1.2 Current and Voltage of Photovoltaic	7
2.1.3 Irradiance.....	8
2.2 Energy Storage	10
2.3 Maximum Power Point Tracker (MPPT).....	11
2.4 Brushless DC Motor	12
2.4.1 Working Principle of Brushless DC Motor	14
2.4.2 Equivalent Circuit of Brushless DC Motor	15
2.4.3 Electrical Commutation of Brushless DC Motor.....	18
2.5 Electronic Speed Controller.....	20
2.6 Unmanned Air Vehicle (UAV).....	20
2.6.1 Aerodynamics.....	21
2.6.2 Straight and Level Flight	25
2.7 Genetic Algorithm	26

CHAPTER 3 OPTIMAL SIZING SOLAR POWERED

UNMANNED AERIAL VEHICLE SYSTEM USING MULTI-OBJECTIVE GENETIC ALGORITHM

3.1 <i>Optimal sizing</i> Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle	
System Modeling.....	29
3.1.1 Irradiance Modeling.....	31
3.1.2 Minimum Energy of Cruising Speed	34
3.1.3 Aircraft Weight Estimation	36
3.1.4 Power Estimation	41
3.1.5 Constrains and Fitness Function	43
3.2 Multi-Objective Genetic Algorithm Configuration	43
CHAPTER 4 ANALYSIS RESULT AND DATA SIMULATION	
4.1 Simulation Result of <i>Optimal sizing</i> Using Multi-Objective	
Genetic Algorithm.....	47
4.1.1 Forces Analysis of the Aircraft	49
4.1.2 Power Balance Analysis.....	50
4.1.3 Weight Proportion to Wing Loading.....	51
4.2 Comparison of Aircraft Performance to Payload Variation	52
4.2.1 Forces Analysis of the Aircraft	53
4.2.2 Power Balance Analysis.....	53
4.2.3 Power Analysis of the Aircraft.....	54
4.2.4 Weight Proportion to Wing Loading.....	55
4.3 Comparison of Aircraft Performance to Irradiance Variation	56
4.3.1 Forces Analysis of the Aircraft	56
4.3.2 Power Balance Analysis.....	57
4.3.3 Power Analysis of the Aircraft.....	58
4.3.4 Weight Proportion to Wing Loading.....	58
4.4 Comparison of Aircraft Performance to Photovoltaic Efficiency	
Variation.....	59
4.4.1 Forces Analysis of the Aircraft	59
4.4.2 Power Balance Analysis.....	60
4.4.3 Power Analysis of the Aircraft.....	61
4.4.4 Weight Proportion to Wing Loading.....	62
CHAPTER 5 CLOSING	
5.1 Conclusion.....	63
5.2. Advice	63
REFERENCE.....	65

ATTACHMENT 67

 Main Program 67

 Constrain..... 73

 Fitness Function..... 76

 Model of Solar Irradiance 79

 Aircraft Design 82

NOMENCATURE 83

BIOGRAPHY 85

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Skematik Sel Surya	6
Gambar 2.2	Cara Kerja Panel Surya	7
Gambar 2.3	Kurva I-V Panel Surya	8
Gambar 2.4	Sinar Matahari yang diterima Sel Surya.....	9
Gambar 2.5	Kurva Operasi Panel Surya dengan Iradiasi Bervariasi...	10
Gambar 2.6	Kurva Operasi Panel Surya dengan Iradiasi Bervariasi...	10
Gambar 2.7	Blok Diagram MPPT.....	12
Gambar 2.8	Perbedaan Gelombang Back-EMF BLDC dan PMSM ..	13
Gambar 2.9	Motor Brushless DC	14
Gambar 2.10	Prinsip Kerja Motor BLDC	15
Gambar 2.11	Rangkaian Ekuivalen Motor BLDC	16
Gambar 2.12	Prinsip Kerja Komutasi Elektris Sensor Hall-Effect	19
Gambar 2.13	Gelombang Sinyal Sensor Hall	19
Gambar 2.14	Sistem Propulsi.....	20
Gambar 2.15	Gaya yang Bekerja pada Pesawat	22
Gambar 2.16	Gaya Dorong Pesawat	22
Gambar 2.17	Gaya Hambat Pesawat	23
Gambar 2.18	Gaya Angkat Pesawat	23
Gambar 2.19	Gaya Berat Pesawat.....	24
Gambar 2.20	Bagian Sayap Pesawat.....	25
Gambar 2.21	Pengaruh Kecepatan terhadap Terbang Lurus dan Sejajar.....	26
Gambar 2.22	Siklus Genetic Algorithm	27
Gambar 3.1	Permodelan Duffle & Beckman yang berbentuk Sinusoidal	32
Gambar 3.2	Perkiraan Iradiasi di Surabaya.....	33
Gambar 3.3	Power Density MPPT Efisiensi Tinggi	38
Gambar 3.4	Multi-Objective Genetic Algorithm Flowchart	46
Gambar 4.1	Plot Multi-Objective Genetic Algorithm	47
Gambar 4.2	Besar Gaya Pada Pesawat.....	49
Gambar 4.3	Resultan Gaya Pada Pesawat.....	50
Gambar 4.4	Power Balance Pesawat Dalam 24 Jam	51
Gambar 4.5	Proporsi Berat Pesawat.....	52
Gambar 4.6	Pengaruh Perubahan Payload Terhadap Kecepatan Jelajah.....	53
Gambar 4.7	Analisis Power Balance Pesawat Terhadap Perubahan Payload.....	54

Gambar 4.8	Daya Pada Pesawat	55
Gambar 4.9	Proporsi Berat Terhadap Perubahan Payload	55
Gambar 4.10	Pengaruh Perubahan Iradiasi Terhadap Kecepatan Jelajah	56
Gambar 4. 11	Power Balance Pesawat Terhadap Perubahan Iradiasi	57
Gambar 4.12	Daya Pada Pesawat Akibat Perubahan Iradiasi	58
Gambar 4.13	Proporsi Berat Terhadap Perubahan Iradiasi	59
Gambar 4.14	Pengaruh Perubahan Efisiensi Panel Surya Terhadap	60
Gambar 4.15	Power Balance Pesawat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel	61
Gambar 4.16	Daya Pada Pesawat Akibat Perubahan Efisiensi Panel Surya	61
Gambar 4.17	Proporsi Berat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel Surya	62

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Keuntungan dan Kerugian Panel Surya	6
Tabel 2.2 Perbandingan Motor DC dan Motor BLDC	14
Tabel 3.1 Data Awal	30
Tabel 3.2 Parameter	31
Tabel 3.3 Set Kromosom	44
Tabel 4.1 Solusi Terbaik Multi-Objective Genetic Algorithm.....	48
Tabel 4.2 Spesifikasi Pesawat	48
Tabel 4.3 Keseimbangan Gaya dalam Pesawat.....	49
Tabel 4.4 Keseimbangan Daya	51
Tabel 4.5 Profil Berat Pesawat.....	52

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang Masalah

Proses integrasi tenaga surya ke dalam pesawat tanpa awak telah menjadi topik yang menarik dalam berbagai riset. Beberapa kegunaan dari integrasi tenaga surya ke dalam pesawat tanpa awak adalah kemungkinan untuk terbang terus menerus dengan sumber energi yang mampu disediakan oleh tenaga surya tanpa sumber energi terbatas. Teknologi pesawat tanpa awak dapat digunakan sebagai media telekomunikasi, pemantauan jarak jauh, dan pengindraan jarak jauh.

Konsep pesawat tanpa awak bertenaga surya cukup mudah, yaitu dengan menambahkan panel surya di atas sayap, di mana panel surya mengkonversikan energi dari matahari untuk menyuplai energi yang dibutuhkan oleh sistem pendorong dan sistem kontrol pesawat tanpa awak, dan menyimpan baterai dengan kelebihan energinya. Sedangkan pada malam harinya pesawat hanya akan menggunakan energi yang tersimpan di baterai [1].

Tidak dapat dipungkiri, perlu dilakukannya studi dengan berbagai disiplin ilmu untuk didapatkannya sebuah konfigurasi optimum dan terintegrasi. Metode penyesuaian konfigurasi pesawat diharapkan mampu mendapatkan ukuran pesawat optimum dan ukuran panel dengan mempertimbangkan lama penerbangan, daya pembangkitan panel surya, beban pesawat, gaya angkat pesawat, gaya dorong pesawat, dan gaya dipenyimpanan energi listrik, lebar sayap, konfigurasi sistem propulsi, agar didapatkan efisiensi penerbangan yang optimum.

1.2 Perumusan Masalah

Permasalahan yang dibahas dalam Tugas Akhir ini adalah:

1. Ukuran pesawat dan beban sangat mempengaruhi sumber energi yang dibutuhkan selama terbang sebaliknya jumlah energi yang dibutuhkan juga mempengaruhi ukuran pesawat dan beban dari pesawat.
2. Analisis pengaruh faktor lain seperti ukuran sayap pesawat, spesifikasi propulsi, kapasitas baterai sebagai media penyimpanan, gaya dorong, gaya hambat pesawat, dan gaya angkat, sangat berperan dalam mendapatkan nilai yang optimum.

1.3 Batasan Masalah

Pada penelitian ini, ditentukan batasan-batasan masalah sebagai berikut:

1. Simulasi pemodelan serta analisis menggunakan perangkat lunak MATLAB.
2. Dalam perhitungan tidak dipertimbangkan pengaruh dari perubahan kecepatan dan arah angin.
3. Dalam perhitungan juga tidak dipertimbangkan perubahan ketinggian dan pengaruh dari suhu dan tekanan udara.
4. W_1 , W_2 dan W_3 ditentukan berdasarkan *trial and error*.
5. Dalam tugas akhir ini hanya akan diperimbangkan ketika pesawat dalam keadaan terbang lurus dan sejajar.
6. Dalam menghitung total gaya hambat (*drag*) dan gaya angkat (*lift*) bagian badan pesawat (*fuselage*) dianggap tidak terlalu mempengaruhi gaya hambat dan gaya angkat.
7. Pada tugas akhir ini disimulasikan pesawat untuk dapat terbang 24 jam mulai dari jam 12 malam hingga jam 12 malam keesokan harinya.
8. Untuk keadaan awal pesawat diasumsikan baterai terisi penuh

1.4 Tujuan

Tujuan dari Tugas Akhir ini diharapkan sebagai berikut:

1. Membuat sebuah program yang dapat menentukan konfigurasi optimum dari pesawat tanpa awak bertenaga surya untuk kondisi beban tambahan (*payload*) tertentu.
2. Mendapatkan pengaruh dan batasan kemampuan dari perubahan dari *payload*, tingkat iradiasi, serta efisiensi panel surya terhadap resultan gaya, *energy balance*, dan *wing loading* pada konfigurasi pesawat hasil optimasi.

1.5 Metodologi

Metodologi yang digunakan dalam Tugas Akhir ini adalah:

1. Studi literatur
Mengumpulkan buku, jurnal serta referensi yang berhubungan dengan dasar-dasar MPPT, panel surya, penyimpanan energi surya, serta pemahaman prinsip gaya yang bekerja pada pesawat.
2. Pengumpulan data
Mengumpulkan data-data yang dibutuhkan mengenai spesifikasi panel surya, rasio daya terhadap massa motor, massa jenis bahan pesawat dan efisiensi MPPT untuk digunakan merancang dan

menentukan konfigurasi optimum dari pesawat tanpa awak bertenaga surya.

3. Pemodelan dan simulasi

Dilakukan beberapa tahapan pemodelan sistem untuk mendapatkan metode pengoptimalan kemampuan jelajah. Berikut merupakan tahapan pemodelan sistem:

1. Menentukan data awal pada sistem yang akan digunakan (efisiensi motor, baterai, konverter, dan faktor keselamatan).
2. Pemodelan *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya.
3. Konfigurasi *Multi-Objective Genetic Algorithm*.

Di mana setelah merancang sistem, hasil dari perancangan tersebut dapat digunakan pada tahap simulasi. Simulasi akan dilakukan dengan menggunakan *software* MATLAB. Data yang diperoleh saat tahap pemodelan sistem akan dimasukkan ke dalam program yang ada pada *software*, dan setelah itu simulasi dapat dilakukan.

4. Analisis simulasi

Menganalisis hasil optimasi menggunakan *multi-objective genetic algorithm* dengan menganalisis resultan gaya pada pesawat, *energy balance*, dan *wing loading*. Kemudian dilakukan analisis tambahan dengan menganalisis pengaruh perubahan dari *payload*, tingkat iradiasi, serta efisiensi panel surya terhadap resultan gaya pada pesawat, *energy balance*, dan *wing loading* terhadap konfigurasi pesawat hasil *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya.

5. Penyusunan Buku

Semua proses dan hasil penelitian akan ditulis dan disusun dalam laporan sebagai bukti penelitian dari tugas akhir ini. Selain itu terdapat analisis dan kesimpulan yang berupa jawaban dari permasalahan yang telah dirumuskan beserta saran sebagai masukan untuk kedepannya.

1.6 Sistematika Penulisan

Laporan penelitian ini memiliki sistematika penulisan yang dibagi menjadi 5 (lima) bab dengan susunan sebagai berikut:

1. BAB 1. Pendahuluan

Bab ini membahas tentang latar belakang masalah, perumusan masalah, batasan, tujuan, metodologi, sistematika penulisan dan

relevansi atau manfaat pada laporan tugas akhir ini.

2. BAB 2. Dasar Teori

Pada bab ini membahas mengenai dasar teori penunjang atau kajian pustaka yang berkaitan dengan permasalahan yang dibahas dalam tugas akhir ini. Dasar teori tersebut akan digunakan sebagai dasar pengerjaan dan penulisan tugas akhir.

3. BAB 3. *Optimal sizing* Sistem Pesawat Terbang Tanpa Awak Bertenaga Surya Menggunakan *Multi-Objective Genetic Algorithm*

Pemodelan sistem untuk mendapatkan metode pengoptimalan kemampuan jelajah, penentuan data awal, dan konfigurasi *multi-objective genetic algorithm* akan dibahas dalam bab ini. Data dan konfigurasi yang dimodelkan akan diolah dalam program MATLAB sehingga menghasilkan solusi yang akan dianalisis di bab selanjutnya.

4. BAB 4. Hasil Simulasi Sistem dan Analisis Data

Bab ini akan membahas tentang hasil dan analisis data dari perancangan sistem dan pemodelan *sizing* pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya yang telah dibuat. Hasil simulasi akan dianalisis dan juga dibandingkan dengan pengaruh perubahan dari *payload*, tingkat iradiasi, serta efisiensi panel surya terhadap resultan gaya pada pesawat, *energy balance*, dan *wing loading*. Serta pemodelan spesifikasi keseluruhan konfigurasi pesawat dalam waktu terbang tertentu.

5. BAB 5. Penutup

Bab terakhir sebagai penutup yang berisi tentang kesimpulan dari tugas akhir yang telah dirancang dan dianalisis. Selain itu berisi saran untuk keperluan penelitian selanjutnya.

1.7 Relevansi atau Manfaat

Optimal sizing pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya merupakan salah satu metode untuk mengoptimalkan kemampuan jelajah (*Optimal sizing Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle For Autnomous Flight*).

Hasil dari Tugas Akhir ini diharapkan dapat memberikan manfaat sebagai berikut:

1. Sebagai bagian dari riset dan pengembangan teknologi energi terbarukan pada sistem pesawat tanpa awak bertenaga surya.
2. Diharapkan metode untuk mengoptimalkan kemampuan jelajah ini dapat diaplikasikan sehingga pesawat dapat terbang terus-menerus.

BAB 2

DASAR TEORI

Pada bab ini membahas mengenai dasar teori penunjang atau kajian pustaka yang berkaitan dengan permasalahan yang dibahas dalam tugas akhir ini. Dasar teori mengenai panel surya akan dibahas pada subbab 2.1. Demikian juga sistem penyimpanan energi untuk keperluan pesawat yaitu baterai serta dasar teori mengenai MPPT (*Maximum Power Point Tracker*) akan dibahas pada subbab 2.2 dan 2.3. Prinsip kerja dari DC motor sebagai sistem pendorong pada pesawat dan sistem pengontrol kecepatan yang dibutuhkan UAV untuk dapat terbang akan dijabarkan pada bab 2 ini. Selanjutnya akan dijelaskan mengenai gaya gaya yang terjadi pada pesawat. Terakhir terdapat prinsip kerja dari *Genetic Algorithm* sebagai metode optimasi yang digunakan pada tugas akhir ini

2.1 Panel Surya

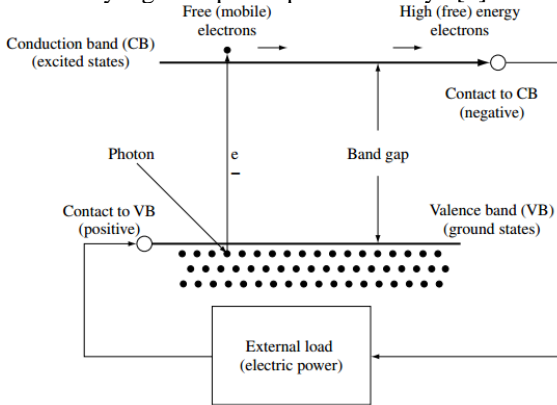
Energi terbarukan merupakan pengganti energi fosil yang dapat bersumber dari energi natural yang mampu menyediakan energi alternatif dan berkelanjutan sehingga menjanjikan sumber energi yang lebih bersih. Dalam abad ke-21 para ilmuwan telah memprediksi kebutuhan energi manusia mencapai 30 TW dan hanya dengan bantuan energi panel surya surya mampu teratasi karena sumbernya yang tidak terbatas dan gratis. Teknologi panel surya semakin berkembang dan menjadi energi alternatif yang menjanjikan. Teknologi tersebut semakin berkembang karena menggunakan energi yang bersih dan dapat diperbarui serta tidak memerlukan perawatan yang sulit. Panel surya merupakan teknologi yang mengubah energi cahaya menjadi energi listrik DC dengan menggunakan efek fotolistrik. Efek fotolistrik merupakan fenomena di mana sinar matahari menyentuh permukaan panel surya yang mengakibatkan elektron terpental dan menghasilkan energi listrik. Selama cahaya menyinari sel surya, maka sel surya tersebut akan terus menghasilkan listrik [1].

Pada pengaplikasiannya kumpulan dari beberapa sel surya yang terhubung disebut panel surya. Sel surya yang dikoneksikan secara paralel akan meningkatkan arus yang dihasilkan sedangkan jika dikoneksikan secara seri akan meningkatkan tegangannya. Arus DC yang dihasilkan pada umumnya akan ditransformasi menjadi arus AC menggunakan *inverter* sehingga dapat digunakan langsung.

Tabel 2.1 Keuntungan dan Kerugian Panel Surya

Keuntungan	Kerugian
<ul style="list-style-type: none">• Energi yang tidak terbatas	<ul style="list-style-type: none">• Instalasi mahal
<ul style="list-style-type: none">• Tidak menimbulkan emisi dan polusi udara	<ul style="list-style-type: none">• Penyimpanan energi kurang efisien
<ul style="list-style-type: none">• Biaya operasi rendah	
<ul style="list-style-type: none">• Keamanan Tinggi (Tidak ada korosi akibat suhu tinggi)	
<ul style="list-style-type: none">• Instalasi Mudah	
<ul style="list-style-type: none">• Tingkat keandalan tinggi	

Sel surya terbuat dari semikonduktor terutama silikon karena ketersediannya di bumi yang sangat melimpah sehingga harganya lebih murah. Semikonduktor mempunyai elektron berikatan lemah yang menempati pita energi yang bernama *valence band*. Ketika suatu energi yang bernama *band gap energy* melebihi suatu titik ambang batas dan mengenai elektron valensi, maka elektron akan bebas bergerak dan membentuk pita energi baru yang disebut *conduction band* yang dapat menghantarkan listrik. Energi yang dapat melepaskan elektron tersebut didapat dari foton yang merupakan partikel cahaya [2].

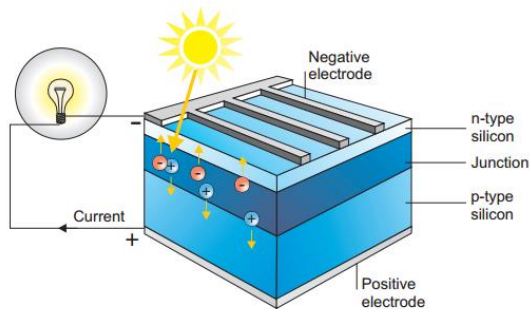


Gambar 2.1 Skematik Sel Surya [2]

2.1.1 Prinsip Kerja

Sel surya dari silikon memiliki 2 layer semikonduktor, Tipe P dan Tipe N. Saat sinar matahari menyinari permukaan sel surya, mengakibatkan beberapa elektron terlepas dari pita valensi sehingga mengakibatkan terbentuknya lubang (*hole*) disekitar atom dengan muatan positif. Daerah semikonduktor yang memiliki elektron bebas disebut dengan semikonduktor tipe N yang akan bertindak sebagai pendonor elektron dan bersifat negatif. Daerah semikonduktor yang bersifat positif disebut dengan semikonduktor tipe P yang akan bertindak sebagai penerima elektron.

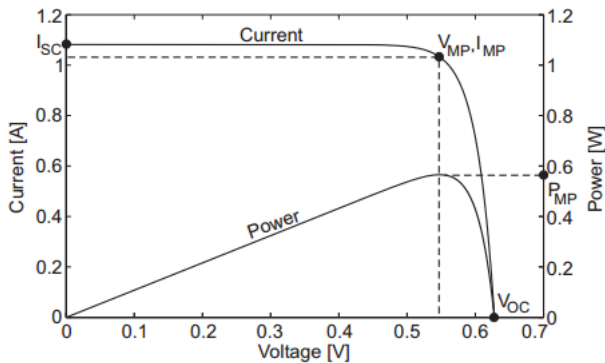
Pada persimpangan daerah pada layer Tipe P dan Tipe N yaitu *PN Junction* akan timbul energi yang mendorong elektron dan *hole* untuk bergerak berlawanan arah. Hole akan bergerak menjauhi sisi positif sedangkan begitu juga dengan elektron akan menjauhi sisi negatif. Jika diberikan sebuah beban seperti perangkat listrik, maka pada persipangan daerah pada layer Tipe P dan Tipe N yaitu *PN Junction* akan timbul arus listrik.



Gambar 2.2 Cara Kerja Panel Surya [1]

2.1.2 Arus dan Tegangan dari Sel Surya

Daya listrik yang dihasilkan dari panel surya sebanding dengan arus dikali dengan tegangan pada waktu tertentu. Berbeda dengan baterai, panel surya menghasilkan arus dan tegangan yang fluktuatif sedangkan baterai mampu menghasilkan arus dan tegangan secara konstan. Berikut ini adalah karakteristik output dari panel surya, dari kurva ini dapat dilihat performansi dari panel surya tersebut, ditunjukkan dengan kurva I-V, di mana kurva I-V menunjukkan hubungan antara arus dan tegangan.



Gambar 2.3 Kurva I-V Panel Surya [1]

Tegangan (V) merupakan sumbu horizontal. Arus (I) merupakan sumbu vertikal. Sebagian besar kurva I-V dilakukan pengukuran dengan kondisi standar pengukuran pada 1000 W/m^2 radiasi saat satu jam matahari pada puncak penyinaran (*one peak sun hour*) dan pada saat panel surya berada pada suhu $25^\circ\text{C}/77^\circ\text{F}$. Kondisi standar pengukuran merupakan kondisi optimal dalam lingkungan laboratorium [1].

Kurva I-V terdiri dari:

- Maximum Power Point (V_{mp} dan I_{mp})
- Open Circuit Voltage (V_{oc})
- Short Circuit Current (I_{sc})

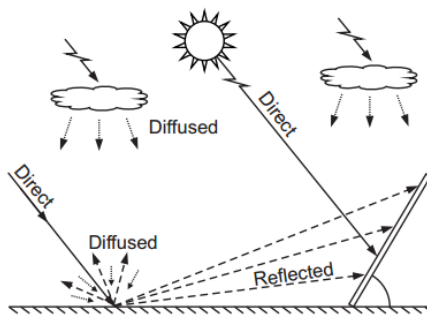
Saat sel surya tidak terkoneksi, terlihat bahwa tidak arus yang dihasilkan sedangkan tegangan nya adalah V_{oc} yaitu tegangan saat rangkaian terbuka. Sedangkan saat rangkaian mengalami hubungan pendek tegangan yang ada nol sedangkan arus nya adalah arus saat hubung pendek. Saat terjadi dua fenomena di atas maka tidak ada daya yang dihasilkan. Namun diantara dua fenomena di atas terdapat sebuah titik kerja yang sering disebut *maximum power point* di mana daya yang dihasilkan merupakan titik tertinggi dengan nilai $P_{max} = V_{MPP}I_{MPP}$. Pada titik inilah di mana seharusnya sel surya bekerja dengan rasio dari P_{max} dan intensitas cahaya menjadi nilai efisiensi dari sel surya.

2.1.3 Iradiasi

Sinar matahari merupakan spektrum foton yang terdistribusi dalam berbagai rentangan energi. Di mana foton yang memiliki energi lebih besar daripada *band gap* (titik ambang batas) dapat melepaskan

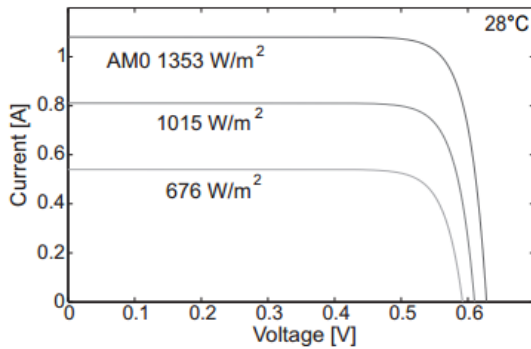
elektron dari pita valensi sehingga dapat menghasilkan energi listrik. Sedangkan foton dengan energi yang lebih sedikit dari *band gap* (titik ambang batas) tidak akan bisa mebebaskan elektron dari pita valensi.

Sel surya ideal yang memiliki efisiensi 100% akan menerima semua spektrum cahaya dan mengkonversikan semua ke bentuk energi listrik. Dalam kenyataannya, hanya sebagian dari spektrum akan diterima oleh sel surya tergantung dari semikonduktor yang digunakan. Selain itu terdapat beberapa macam cara sinar matahari untuk sampai ke sel surya yaitu melalui sinar langsung, sinar terdifusi dan sinar terpantul. Sinar terdifusi terbentuk akibat sinar matahari yang melewati awan. Sedangkan sinar terpantul merupakan sinar matahari yang terpantul oleh permukaan bumi. Gambar 2.4 merupakan ilustrasi dari sinar matahari yang ditangkap oleh sel surya.

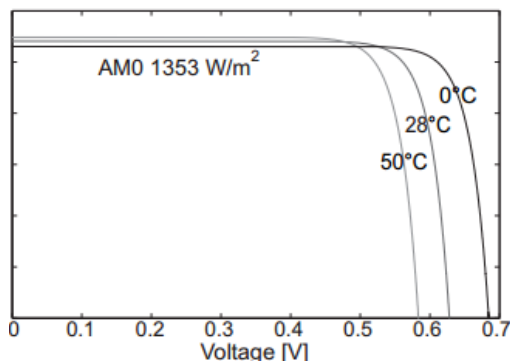


Gambar 2.4 Sinar Matahari yang diterima Sel Surya

Dari kurva karakteristik I-V dapat ditemukan posisi unik yang mampu memaksa panel surya untuk menghasilkan daya yang maksimum dengan intensitas cahaya yang berubah-ubah. Berdasarkan karakteristik output panel surya dapat disimpulkan bahwa output panel surya *linear* dan sangat dipengaruhi oleh suhu dan radiasi sinar matahari ke bumi. Untuk dapat mengetahui dengan tepat energi yang mampu diserap oleh panel surya maka harus diketahui level radiasi (iradiasi) dari matahari. Pada gambar 2.5 terlihat pengaruh iradiasi terhadap daya dan tegangan output dari panel surya di mana, iradiasi akan berpengaruh sedikit terhadap tegangan yang dihasilkan. Sedangkan pada gambit 2.6 terlihat bahwa perbedaan suhu akan memberikan perbedaan signifikan terhadap tegangan yang dihasilkan.



Gambar 2.5 Kurva Operasi Panel Surya dengan Iradiasi Bervariasi



Gambar 2.6 Kurva Operasi Panel Surya dengan Iradiasi Bervariasi

2.2 Penyimpanan Energi

Saat produksi energi tidak konstan diperlukan penyimpanan energi yang baik. Terdapat beberapa jenis penyimpanan energi seperti:

- Kimia (Hidrogen, *Biofuels*)
- *Electrochemical* (Baterai, *Fuel cells*)
- Elektrik (Kapasitor, SMES)
- Mekanik (Kompresor *udara*, flywheel)
- Suhu

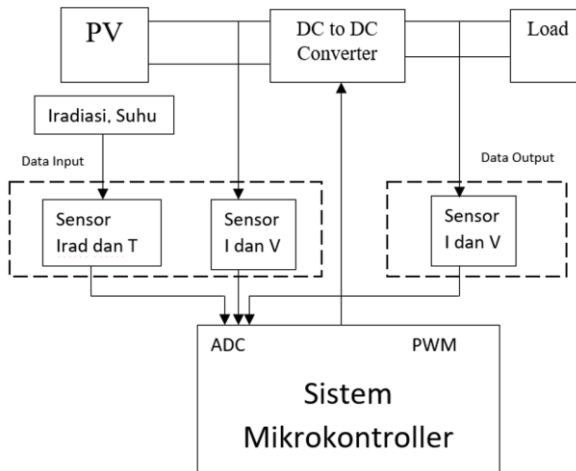
Bentuk penyimpanan energi dipilih berdasarkan karakteristik kegunaannya. Beberapa karakteristik yang mempengaruhi pemilihan penyimpanan energi adalah respon waktu, efisiensi, dan *power density*.

Baterai merupakan bagian penting dalam sebuah pesawat tanpa awak, baterai jadi media penyimpanan energi listrik dalam bentuk zat kimia dan menjadi sumber energi. Baterai yang diusulkan pada tugas akhir ini menggunakan jenis LiPo atau yang biasa dikenal dengan Lithium Polimer. Terdapat 3 kelebihan utama baterai Lipo dibandingkan jenis lainnya yaitu:

- Beterei Lipo memiliki berat yang relatif ringan dan dapat dibentuk menjadi berbagai macam bentuk dan ukuran, sehingga lebih mudah dalam menyesuaikan dengan bentuk badan pesawat (fuselage)
- Baterer LiPo memiliki nilai kerapatan energi atau *energy density* yang besar sehingga dibandingkan dengan jenis penyimpan energi listrik lainnya, dengan berat dan volume yang sama beterei LiPo dapat menyimpan lebih banyak energi
- Baterai LiPo memiliki tingkat pengisian dan keluaran energi yang tinggi, di mana hal tersebut sangat berguna pada pesawat tanpat awak bertenaga surya untuk memenuhi kebutuhan arus yang dibutuhkan oleh sistem pendorong.

2.3 Maximum Power Point Tracker (MPPT)

Pada panel surya terdapat titik kerja paling optimum yaitu Maximum Power Point (MPP) yang berdasar pada kurva I-V. Pada titik MPP panel surya akan bekerja dengan efisiensi tinggi dan menghasilkan daya keluar paling besar. Panel surya biasanya memiliki algoritma kontrol yang berguna untuk memastikan Maximum Power Point (MPP) karena titik tersebut akan terus berubah seiring dengan kondisi iradiasi matahari. Maximum Power Point Tracking (MPPT) merupakan metode untuk menjaga titik kerja panel surya pada titik MPP. Peningkatan teknologi Maximum Power Point Tracking (MPPT) sangat mempengaruhi peningkatan efisiensi sistem dan juga mengurangi ripple yang ada pada panel surya.



Gambar 2.7 Blok Diagram MPPT

MPPT merupakan sistem elektronik yang memiliki kemampuan untuk mendeteksi titik daya maksimum panel surya sehingga daya yang dialirkan ke beban dapat maksimum. Penggunaan DC to DC converter sebagai penggeser daya operasi pada panel surya menjadi daya maksimum dalam berbagai tingkat intensitas cahaya dengan cara mengatur besar tegangan keluaran dari panel surya. MPPT memiliki *gain* yang dapat berubah-ubah diantara tegangan input dan tegangan output. Tegangan input merupakan panel surya sedangkan tegangan output berada pada baterai. Untuk dapat melaksanakan tugasnya MPPT dilengkapi dengan rangkaian untuk memonitor arus dan tegangan. MPPT mengambil daya dari PV saat keadaan MPP tanpa memperhatikan tegangan baterai yang dimiliki karena MPPT memiliki kemampuan untuk menyesuaikan tegangan yang diterima dengan tegangan yang akan disalurkan ke baterai namun dengan tetap mempertahankan daya yang diterima nya. Teknologi lain seperti pada PWM tidak dapat melakukan transfer daya lebih efisien dari pada MPPT.

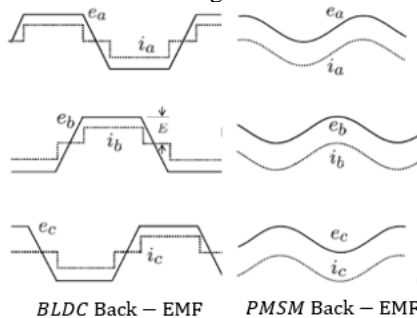
2.4 Brushless DC Motor

Motor Elektrik menggunakan energi listrik untuk menghasilkan energi mekanik. Terdapat beberapa macam motor yang terbagi berdasarkan sumber daya, ukuran, torsi, dan kecepatan yang digunakan sesuai dengan aplikasinya. Dalam kasus ini, digunakan motor DC yang

mendapatkan sumber DC dari baterai. Motor DC sendiri terbagi menjadi 2 macam yaitu konvensional (*Brushed*) dan *Brushless*. Di mana perbedaan dari kedua motor terletak dari cara komutasinya yaitu dengan komutasi mekanik untuk motor DC konvensional dan komutasi elektrik untuk motor *brushless* DC (BLDC). Komutasi sendiri berfungsi untuk menimbulkan medan magnet bergerak untuk menarik magnet permanen maupun *electromagnet*.

Pada motor BLDC untuk menggantikan fungsi *brush* digunakan komutator elektrik yang memiliki kelebihan seperti efisiensi lebih tinggi, emisi suara rendah dan perawatan yang mudah. Komutasi elektrik dapat terjadi karena adanya suatu rangkaian inverter yang tersambung pada kumparan stator sehingga komutasi mekanis melalui *brush* tidak diperlukan lagi. Dalam menentukan arah rotasi serta pengaturan kecepatan motor diperlukan rangkain kontrol dan sensor posisi rotor. Sensor posisi rotor yang digunakan adalah *Hall-Effect Sensor* [3].

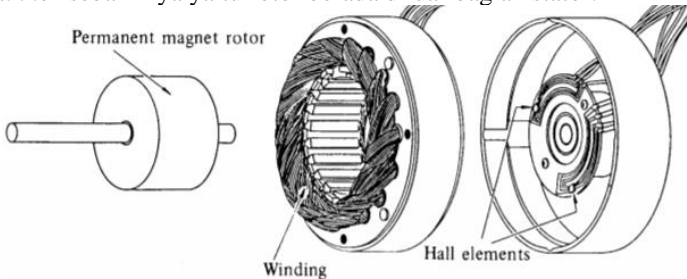
Secara konstruksi motor BLDC sering dikatakan mirip dengan motor sinkron AC magnet permanen walaupun terdapat perbedaan pada *Back-EMF*. Bentuk gelombang *Back-EMF* pada motor sinkron AC magnet permanen adalah sinusoidal sedangkan *Back-EMF* motor BLDC memiliki karakteristik elektrik sama dengan motor DC.



Gambar 2.8 Perbedaan Gelombang *Back-EMF* BLDC dan PMSM [4]

Motor BLDC memiliki 2 bagian utama yaitu stator dan rotor. Bagian stator merupakan bagian motor yang diam dan terdiri dari kumparan jangkar. Sedangkan bagian yang bergerak disebut rotor dan terdiri dari magnet permanen. Berdasarkan jenis rotornya motor BLDC dibagi menjadi 2 tipe yaitu motor BLDC *inrunner* dan *outrunner*. Perbedaan dari keduanya terletak pada peletakan rotor pada motor.

Inrunner motor berarti sisi rotor berada didalam stator sedangkan untuk *outrunner* sebaliknya yaitu rotor berada diluar bagian stator.



Gambar 2.9 Motor *Brushless* DC [5]

Motor BLDC memiliki beberapa kelebihan yaitu, struktur sederhana, torsi besar, efisiensi tinggi, tidak bising, dan tidak cepat panas sehingga motor BLDC mampu bekerja pada arus yang tinggi. Kelebihan tersebut menyebabkan motor BLDC mempunyai rasio daya terhadap beban yang tinggi sehingga semakin baik untuk aplikasi pesawat UAV [1].

Tabel 2.2 Perbandingan Motor DC dan Motor BLDC

	Motor DC Brushed	Motor BLDC
Kelebihan	<ul style="list-style-type: none"> • Biaya konstruksi murah • Rangkaian simpel 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Life-time</i> panjang • Efisiensi tinggi • Tidak bising • Torsi besar
Kekurangan	<ul style="list-style-type: none"> • Bising • Efisiensi lebih rendah • Butuh pergantian <i>brush</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • Mahal

2.4.1 Prinsip Kerja Motor *Brushless* DC

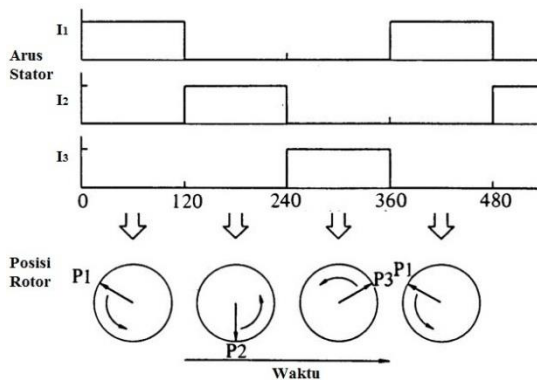
Pada motor BLDC untuk menghasilkan magnet elektris, stator dialiri arus DC sehingga timbul medan magnet (*B*):

$$B = \frac{\mu Ni}{2l} \tag{2.1}$$

Di mana μ merupakan permeabelitas bahan, N adalah jumlah lilitan, I adalah arus dan l adalah panjang lilitan. Diantara ketiga terminal, arus yang mengalir ke kumparan stator berubah menyerupai sumber tiga fasa. Akibat dari perubahan nilai arus dan perbedaan fasa maka nilai medan magnet pada ketiga kumparan berubah secara taratur. Magnet elektris tersebut akan berinteraksi dengan magnet permanen pada rotor sehingga terjadi Tarik menarik antar magnet. Gaya tarik menarik tersebut mengakibatkan rotor berputar dengan kecepatan:

$$n_s = \frac{120f}{P} \quad (2.2)$$

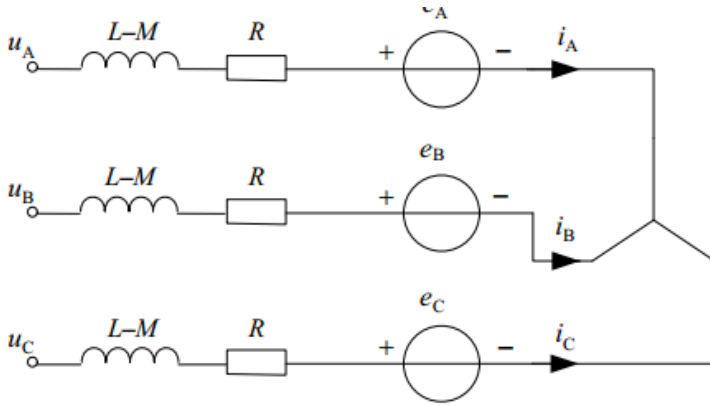
Di mana f merupakan frekuensi arus input dan P adalah jumlah kutub dari stator.



Gambar 2.10 Prinsip Kerja Motor BLDC [5]

2.4.2 Rangkaian Ekvivalen Motor *Brushless* DC

Motor BLDC memiliki rangkaian ekvivalen dengan kumparan stator terkoneksi Y dapat dilihat seperti gambar 2.11.



Gambar 2.11 Rangkaian Ekvivalen Motor BLDC [3]

Di mana i_a - i_b - i_c merupakan arus yang masuk ke masing-masing kumparan stator, u_a - u_b - u_c merupakan tegangan yang masuk ke dalam masing-masing kumparan stator, e_a - e_b - e_c adalah sumber *back EMF*, L adalah induktansi stator, M adalah induktansi mutual stator, dan R adalah resistansi stator. Persamaan tegangan *back EMF* dapat dirumuskan sebagai berikut [13]:

$$e_A = \omega \psi_m f_A(\theta) \quad (2.3)$$

di mana,

- ω = kecepatan putar rotor;
- ψ_m = nilai maksimum *flux linkage* magnet permanen terhadap kumparan stator, $\psi_m = 2NSB_m$;
- B_m = nilai maksimum distribusi kerapatan magnet permanen dalam *air gap*;
- $f_A(\theta)$ = fungsi gelombang *back EMF* fasa A

Induktansi mutual dan induktansi kumparan stator bernilai sama karena kumparan stator tiga fasa simetris sehingga memberi pengaruh persamaan gelombang *back-EMF* sehingga menjadi:

$$f_B(\theta) = f_A\left(\theta - \frac{2\pi}{3}\right) \quad (2.4)$$

$$f_C(\theta) = f_A(\theta + 2\pi/3) \quad (2.5)$$

Sama dengan motor DC, dengan analisis transfer energi didapatkan analisis torsi dan daya *brushless* DC motor. Saat motor bekerja daya dari sumber sebagian besar diserap dan akan ditransfer ke rotor, walaupun terdapat beberapa rugi-rugi seperti rugi tembaga dan rugi besi. Daya elektromagnetik yang merupakan daya yang telah ditransfer ke rotor adalah penjumlahan dari arus dan *back*-EMF dari ketiga fasa yang ada, dengan persamaan:

$$P_e = e_A i_A + e_B i_B + e_C i_C \quad (2.6)$$

Kemudian daya elektromagnetik akan berubah menjadi energi kinetik dengan persamaan:

$$P_e = T_e \omega \quad (2.7)$$

Sehingga persamaan torsi pada motor *brushless* DC didapat dari turunan rumus daya:

$$T_e = \frac{e_A i_A + e_B i_B + e_C i_C}{\omega} \quad (2.8)$$

di mana,

T_e = torsi elektromagnetik

ω = kecepatan angular dari rotasi (rad/s)

Sedangkan persamaan tegangan kumparan stator pada fasa A dari motor *brushless* DC adalah sebagai berikut:

$$u_A = R i_A + (L - M) \frac{di_A}{dt} + e_A \quad (2.9)$$

Sehingga persamaan tegangan kumparan stator secara tiga fasa dapat dituliskan sebagai berikut:

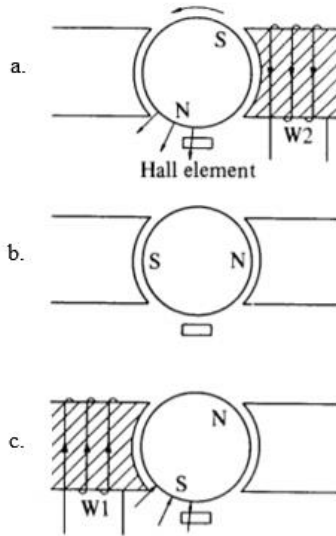
$$\begin{bmatrix} u_A \\ u_B \\ u_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L-M & 0 & 0 \\ 0 & L-M & 0 \\ 0 & 0 & L-M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_A \\ e_B \\ e_C \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

2.4.3 Komutasi Elektris pada Motor BLDC

Pada motor BLDC diperlukan sistem penggerak menggunakan komutasi elektrik yang baik untuk dapat beroperasi dengan sempurna. Kunci dari komutasi elektrik yang baik adalah ketepatan waktu sehingga dapat menggerakkan motor dengan kecepatan serta torsi yang stabil. Jika komutasi elektrik yang dihasilkan buruk akan mengakibatkan motor BLDC slip dan dapat mengurangi kinerja motor itu sendiri.

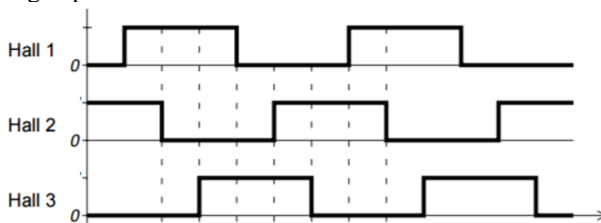
Dalam menentukan waktu perubahan komutasi dengan tepat diperlukan sebuah metode yaitu menggunakan sensor atau tanpa sensor (*sensorless*). Pemilihan metode dengan sensor atau tidak didasarkan pada kebutuhan dari penggunaan motor BLDC. Metode menggunakan sensor secara umum lebih diminati dari pada metode *sensorless* karena perkembangannya yang jauh lebih unggul. Untuk metode sensor digunakan komponen sensor tambahan seperti *sensor hall* dan *optical encoder*. Prinsip dasar metode ini adalah dengan pendeteksian terhadap gerak mekanis sehingga diketahui posisi rotor yang hasilnya berupa sinyal untuk merubah gerak komutasi. Dalam metode sensor ini digunakan komponen untuk membantu mendeteksi medan magnet yaitu sensor *Hall-Effect*. Medan magnet pada motor akan dideteksi sensor *Hall-Effect* untuk menentukan posisi rotor, sinyal keluaran dari sensor *Hall-Effect* berupa sinyal elektrik. Prinsip kerja dari komutasi elektrik sensor *Hall-Effect* berdasarkan gambar 2.12 adalah:

- a. Ketika sensor *Hall-Effect* mendeteksi kutub utara magnet rotor belitan W2 akan teraliri arus sehingga menghasilkan kutub medan magnet sebaliknya yaitu kutub selatan sehingga terjadi interaksi tarik menarik antar kutub sehingga rotor bergerak berlawanan arah jarum jam.
- b. Kondisi sensor disaat tidak mendeteksi adanya kutub magnet apapun mengakibatkan transistor Tr1 dan Tr2 serta belitan stator W1 dan W2 tidak dialiri arus. Namun rotor akan tetap bergerak akibat adanya inersia dari gerakan berputar.
- c. Selanjutnya sensor *hall-effect* kembali mendeteksi adanya kutub yaitu kutub selatan magnet rotor sehingga belitan stator W1 akan dialiri arus untuk menghasilkan medan magnet selatan yang bersifat mendorong kutub selatan dan menarik kutub utara akibatnya rotor akan terus bergerak berlawanan arah jarum jam.



Gambar 2.12 Prinsip Kerja Komutasi Elektris Sensor *Hall-Effect* [5]

Proses pendeteksian posisi rotor tersebut menghasilkan nilai keluaran berupa sinyal pulsa seperti pada gambar 2.13. Perbedaan nilai sinyal pulsa antar sensor akan mempengaruhi proses switching pada inverter sehingga tegangan yang masuk ke motor akan berbeda-beda sesuai dengan posisi rotor.



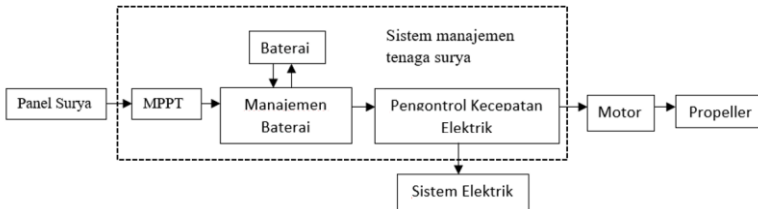
Gambar 2.13 Gelombang Sinyal Sensor *Hall*

Sebaliknya untuk komutasi dengan metode tanpa sensor (*sensorless*), motor berkomutasi tanpa memerlukan sinyal posisi secara mekanis rotor namun digantikan oleh pendeteksian aktivitas elektris dari

setiap belitan. Metode *sensorless* memiliki beberapa cara dalam mendeteksi sinyal listrik salah satunya dengan pendeteksian *zero crossing point* dengan menggunakan *back-EMF* [6].

2.5 Pengontrol Kecepatan Elektrik

Energi dari panel surya yang terletak di bagian atas sayap pesawat akan melewati suatu proses yaitu sistem manajemen tenaga surya yang akan mentransfer daya ke motor sehingga dapat menggerakkan *propeller*. Sistem manajemen tenaga surya terdiri dari beberapa tahap yaitu *maximum power point tracker* (MPPT), manajemen baterai, dan pengontrol kecepatan elektrik.



Gambar 2.14 Sistem Propulsi

MPPT berfungsi untuk mendapatkan daya dari panel surya semaksimal mungkin. Manajemen baterai berfungsi untuk mengontrol dan memonitor proses pengisian dalam baterai. Pengontrol kecepatan elektrik merupakan konverter DC-DC di mana kegunaan utamanya adalah menghasilkan level tegangan yang dibutuhkan oleh motor dan sistem elektrik dalam pesawat [7].

2.6 Unmanned Air Vehicle (UAV)

Perkembangan dari *unmanned aerial vehicles* (UAV) sangat penting bagi militer maupun industri penerbangan sipil dan akan terus berkembang di masa depan. UAV sering diaplikasikan pada transportasi, penelitian, misi penyelamatan, dan pemetaan geologi. UAV sering digunakan karena memiliki beberapa keunggulan yaitu biaya efektif, efisien, daya tahan terbang lama dan tidak memerlukan banyak perawatan. Dalam mendesain UAV perlu memperhatikan tingkat *autonomous* dan ketahanan pesawat untuk mengudara tanpa perlu pemeliharaan dalam satu periode waktu. Durasi terbang maksimum tergantung pada bahan bakar yang tersedia dalam pesawat. UAV yang

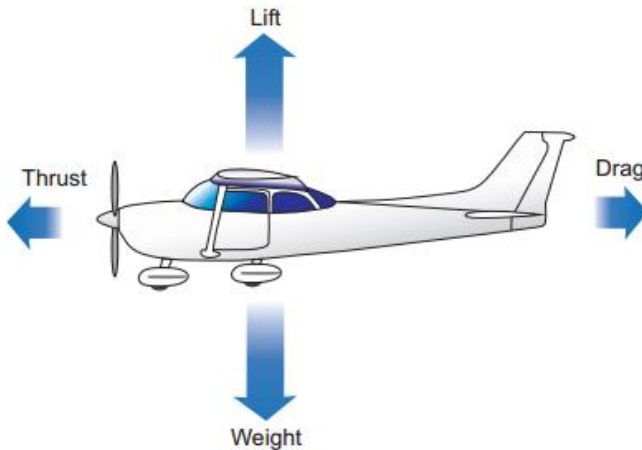
berbasis tenaga surya memiliki potensial besar dalam terbang terus menerus karena energinya berasal dari sinar matahari yang terbilang tidak ada habisnya.

2.6.1 *Aerodynamics*

Performa kerja pesawat sangat dipengaruhi oleh gaya-gaya yang bekerja pada pesawat tersebut. Terdapat banyak faktor yang dapat mempengaruhi performa dari kinerja pesawat terbang, seperti kondisi cuaca, arah angin dan temperatur udara. Pada tugas akhir kali ini dibahas mengenai beberapa gaya dasar yang bekerja pada pesawat yaitu: gaya hambat pesawat, gaya berat pesawat, gaya dorong pesawat, dan gaya angkat pesawat. Keseimbangan dari 4 gaya dasar tersebut mempengaruhi kinerja pesawat terbang dan menjadi faktor utama dalam menjaga kecepatan dan ketinggian pesawat agar tidak berubah. Perubahan gaya dasar akibat faktor faktor dari luar juga dapat mempengaruhi performa kerja pesawat.

Sama seperti pesawat pada umumnya, pesawat dengan tenaga surya memiliki sayap yang berfungsi untuk memberikan gaya angkat. Saat terbang stabil, aliran udara menghasilkan dua gaya yaitu gaya angkat yang menjaga pesawat mengudara untuk mengkompensasi berat dan gaya hambat yang mengkompensasi gaya dorong dari *propeller*. Sirkulasi aliran udara menciptakan perbedaan distribusi tekanan pada bagian atas dan bawah sayap. Akibat dari gaya angkat dan gaya hambat menghasilkan *cruise speed* yang mampu meminimalisir konsumsi energi pada ketinggian jelajah tertentu [1].

Untuk meningkatkan performa aerodinamika UAV, beberapa faktor seperti profil sayap, aspek rasio sayap, dan rasio keruncingan sayap harus dioptimasi. Teknik yang digunakan untuk menyelesaikan masalah yang kompleks seperti desain konfigurasi aerodinamik dapat diklasifikasi menjadi dua kategori: *gradient-based optimization techniques* dan *stochastic search algorithms*. Namun kekurangan dari teknik *gradient-based optimization* adalah kesulitan dalam perhitungan *gradient*. Sedangkan untuk *search-based algorithms*, tidak memerlukan informasi *gradient* dalam mencari solusi dan mencapai nilai optimum sehingga cocok untuk digunakan menyelesaikan permasalahan optimisasi kompleks [7].



Gambar 2.15 Gaya yang Bekerja pada Pesawat [1]

2.6.1.1 Gaya Dorong (*Thrust*)

Thrust atau gaya dorong merupakan gaya yang dihasilkan oleh mesin propulsi *thrust* pesawat tersebut, kerja mesin propulsi dalam pesawat mendorong udara kebelakang dengan berbagai metode agar dapat membuat badan pesawat melaju kearah depan. Terdapat beberapa jenis sistem pendorong pada pesawat tanpa awak, diantaranya dengan mesin propeller, mesin turbo propeller, dan mesin turbo jet. Pada mesin propeller motor yang digunakan dalam adalah motor Brushless DC (BLDC) yang di kontrol menggunakan *Electronic Speed Controller* (ESC). Gaya dorong pada pesawat dihitung berdasarkan daya keluaran dari motor tersebut.

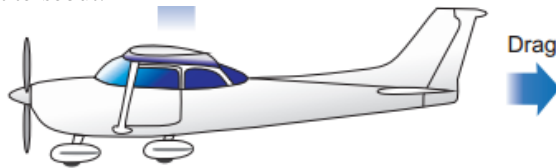


Gambar 2.16 Gaya Dorong Pesawat [1]

2.6.1.2 Gaya Hambat (*Drag*)

Drag atau gaya hambat bekerja berlawanan dengan gaya dorong, gaya hambat pesawat terjadi akibat gaya gesek antara badan pesawat

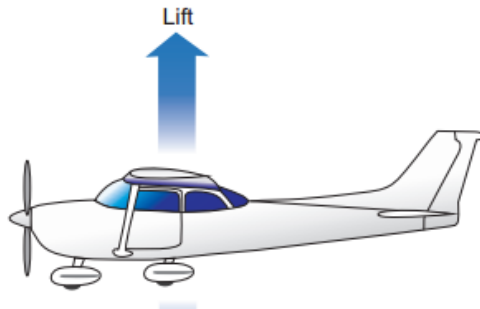
dengan angin yang menyebabkan terhambatnya laju pesawat. Faktor faktor yang mempengaruhi hal hal tersebut adalah bentuk dan luasan badan pesawat tersebut. Dalam dunia penerbangan *drag* dapat merugikan karena menghambat laju kedepan dari pesawat, sehingga resultan dari gaya dorong berkurang, namun *drag* dapat menguntungkan pada saat pesawat melakukan pengereman saat akan melakukan pendaratan. Aerodinamika adalah desain badan dari pesawat dilakukan dengan merancang aliran jalur udara untuk meminimalisir gaya hambat dari badan pesawat tersebut.



Gambar 2.17 Gaya Hambat Pesawat [1]

2.6.1.3 Gaya Angkat (*Lift*)

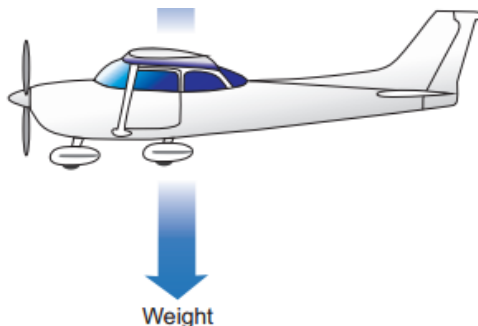
Lift merupakan gaya yang membuat pesawat terangkat, gaya angkat tersebut didapat dari perbedaan tekanan pada bagian bawah dan atas. Perbedaan tekanan pada sayap pesawat membuat perbedaan kecepatan udara pada sayap pesawat bagian bawah dan atas, sayap menyebabkan kecepatan udara pada bagian atas sayap lebih tinggi dari pada bagian bawah sayap akibatnya perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah sayap pesawat akan mengangkat pesawat keatas.



Gambar 2.18 Gaya Angkat Pesawat [1]

2.6.1.4 Gaya Berat (*Weight*)

Weight atau gaya berat berlawanan dengan gaya angkat, gaya berat terjadi akibat pengaruh gaya gravitasi bumi, besar gaya berat berbanding lurus dengan massa benda tersebut. Hal tersebut berkaitan dengan hukum gravitasi dari Einstein, semakin besar massa pesawat akan dibutuhkan gaya sebaliknya atau gaya angkat yang lebih besar dari gaya kebawah pesawat tersebut agar dapat mengangkat pesawat tersebut, pada aerodinamika desain dari badan pesawat harus dioptimalkan agar besar gaya angkat lebih besar dari gaya berat pesawat tersebut.



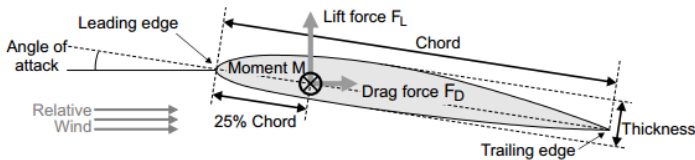
Gambar 2.19 Gaya Berat Pesawat [1]

2.6.1.5 Sayap (*Airfoil*)

Tantangan untuk para desainer UAV bukan hanya dalam membuat pesawat namun juga mempertimbangkan desain untuk meningkatkan performa pesawat, menekan biaya pembuatan dan meningkatkan ketahanan terhadap beban dan jarak. Dalam membuat desain diperlukan pertimbangan untuk meningkatkan aerodinamik pada pesawat. Salah satu permasalahan utama pada desain aerodinamik pesawat adalah desain sayap pesawat itu sendiri. Gerakan naik dan turun sayap pesawat akan mempengaruhi performa pesawat secara keseluruhan saat mengudara [8].

Dalam UAV, sayap pesawat mempunyai peranan krusial dalam menghasilkan gaya angkat (*lift*). Dalam merancang pesawat, pemilihan sayap sangat penting dan akan selalu berbeda antar pesawat karena setiap pesawat memiliki aplikasi dan kecepatan terbang yang berbeda. Sayap pesawat harus mampu bekerja dengan baik karena gaya angkat, gaya dorong dan gerakan meluncur pesawat sangat dipengaruhi oleh desain

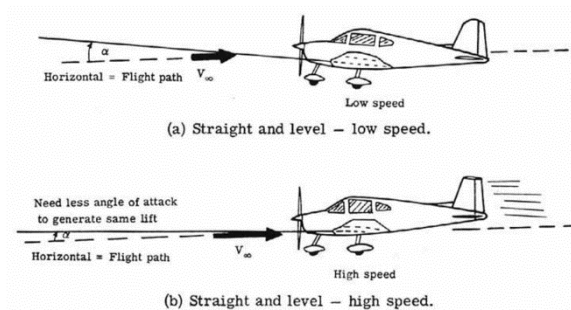
sayap pesawat. Pada gambar 2.20 menunjukkan penampang sayap pesawat dalam aliran udara dengan kecepatan konstan. Sirkulasi dari aliran udara menciptakan perbedaan distribusi tekanan pada bagian atas dan bawah sayap pesawat yang sering disebut gaya angkat dan gaya hambat [1].



Gambar 2.20 Bagian Sayap Pesawat [1]

2.6.2 Terbang Lurus dan Sejajar (*Straight and Level Flight*)

Straight level flight atau terbang sejajar merupakan keadaan di mana pesawat mengalami tingkat kecepatan dan ketinggian tetap, atau tidak mengalami percepatan dan perlambatan, untuk itu maka gaya yang terjadi pada pesawat memiliki resultan yang atau *equilibrium*. Gaya angkat yang dimiliki harus sama dengan berat kebawah yang dimiliki oleh pesawat terbang. Gaya dorong yang diperlukan harus sama dengan gaya hambat yang terdapat pada pesawat. Keseimbangan antara gaya dorong dan gaya hambat terjadi jika gaya dorong yang dibutuhkan untuk melawan gaya hambat sama dengan gaya dorong yang tersedia atau dapat dihasilkan oleh mesin pendorong. Saat terbang lurus dan sejajar pada kecepatan tinggi untuk gaya dorong yang diperlukan sama maka *angle of attack* yang dibutuhkan lebih sedikit dibanding dengan saat pesawat bergerak dengan kecepatan rendah,



Gambar 2.21 Pengaruh Kecepatan terhadap Terbang Lurus dan Sejajar [1]

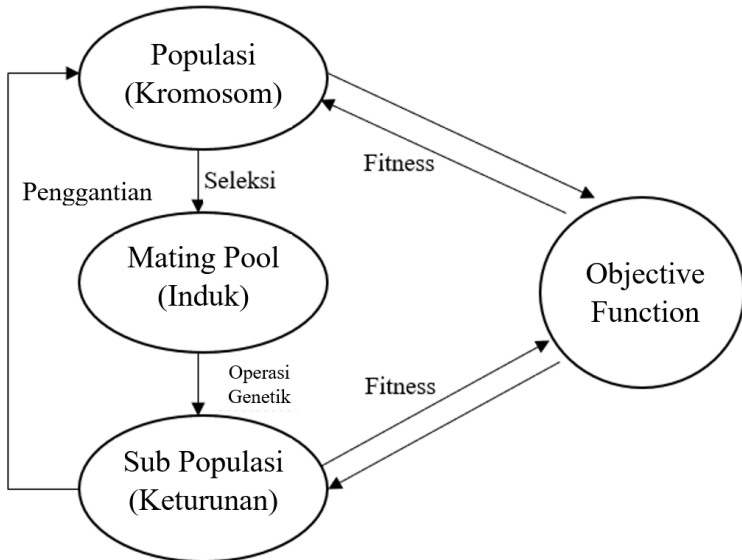
2.7 Genetic Algorithm

Genetic algorithm terinspirasi dari teori evolusi dan seleksi alam Darwin yang termasuk dalam kategori metode pencarian stokastik dan merupakan metode populer untuk memecahkan masalah optimasi yang kompleks. Dengan menggunakan *genetic algorithm* maka solusi dari masalah akan berevolusi. Berbeda dengan pemecahan masalah lainnya, *genetic algorithm* beroperasi menggunakan pemecahan masalah secara populasi bukan individu. Solusi dengan hasil terbaik akan dipilih dari populasi untuk dimodifikasi sehingga menghasilkan populasi baru untuk berevolusi lagi. Metode *genetic algorithm* sering digunakan untuk menyelesaikan masalah kompleks dan mulai digunakan untuk mengoptimalkan desain konfigurasi aerodimanik pesawat [9].

Genetic algorithm menggunakan analogi evolusi alami secara langsung di mana evolusi genetika tersebut dapat menemukan solusi optimal. Pada *genetic algorithm* setiap solusi yang memungkinkan, direpresentasikan dalam parameter yang berupa gen dari kromosom dan dinilai dalam bentuk biner. Sebuah nilai positif berupa *fitness value* digunakan sebagai penentu derajat kesesuaian kromosom. Melalui evolusi genetik, kromosom dengan tingkat kesesuaian tinggi cenderung menghasilkan keturunan yang baik yang berarti solusi yang dihasilkan juga baik.

Prinsip kerja *genetic algorithm* adalah saat kromosom orangtua digabungkan dan dikombinasi untuk menghasilkan keturunan yang digunakan generasi selanjutnya. Semakin baik kromosom maka akan menghasilkan keturunan yang lebih banyak sehingga memiliki

kesempatan bertahan hidup lebih tinggi. Selanjutnya keturunan tersebut akan menjadi orangtua untuk generasi selanjutnya hingga seterusnya [10].



Gambar 2.22 Siklus Genetic Algorithm

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 3

OPTIMAL SIZING SISTEM PESAWAT TERBANG TANPA AWAK BERTENAGA SURYA MENGUNAKAN *MULTI-OBJECTIVE GENETIC ALGORITHM*

Pemodelan sistem untuk mendapatkan metode pengoptimalan kemampuan jelajah, penentuan data awal, dan konfigurasi *multi-objective genetic algorithm* akan dibahas dalam bab ini. Terdiri dari 2 subbab yaitu subbab 3.1 yang membahas tentang pemodelan dari pesawat dan komponen di dalamnya serta penentuan batasan dan pemodelan *fitness function*. Selanjutnya konfigurasi dari Multi-Objective Genetic Algorithm akan dibahas di subbab 3.2.

3.1 Pemodelan *Optimal sizing* Sistem Pesawat Terbang Tanpa Awak Bertenaga Surya

Desain pesawat bertenaga surya cenderung lebih rumit. Desain konfigurasi aerodinamik pesawat tanpa awak bertenaga surya yang optimal didasarkan pada pencarian solusi yang optimal dari luasan sayap (S_{ref}), kecepatan jelajah (v), koefisien *drag* (C_D), koefisien *Lift* (C_L), dan *Aspect Ratio* (AR) dengan mempertimbangkan kondisi aerodinamis tertentu dan kebutuhan daya terpenuhi. Tidak hanya karakteristik dan konstrain dari tenaga surya harus disesuaikan ke dalam desain namun juga aspek rasio sayap pesawat juga harus dipertimbangkan [11]. Dengan catatan efek angin tidak diperhitungkan. Konsep awal desain adalah mengoptimalkan penggunaan energi untuk terbang lurus dan sejajar menggunakan pendekatan parameter massa. Hasil parameter massa pesawat (Massa sistem propulsi, panel surya dan struktur pesawat) dihubungkan dengan kebutuhan gaya angkat, konsumsi energi dan kecepatan jelajah optimal menggunakan *genetic search algorithms*. Tugas akhir ini mengkhususkan dalam parameter massa dari pesawat terbang bertenaga surya dan formulasi *Optimal sizing* dan kecepatan jelajah. Solusi didapatkan menggunakan *software* MATLAB dengan tujuan utama optimalisasi *sizing* pesawat tanpa awak bertenaga surya.

Energi dari panel surya yang terletak di bagian atas sayap pesawat akan melewati suatu proses yaitu sistem manajemen tenaga surya yang akan mentransfer daya ke motor sehingga dapat menggerakkan *propeller*. Sistem manajemen tenaga surya terdiri dari beberapa tahap

yaitu *maximum power point tracker* (MPPT), manajemen baterai, dan pengontrol kecepatan elektrik. MPPT berfungsi untuk mendapatkan daya dari panel surya semaksimal mungkin. Manajemen baterai berfungsi untuk mengontrol dan memonitor proses pengisian dalam baterai. Pengontrol kecepatan elektrik merupakan konverter DC-DC di mana kegunaan utamanya adalah menghasilkan level tegangan yang dibutuhkan oleh motor dan sistem elektrik dalam pesawat. Gambar blok diagram sistem tersebut telah ditunjukkan pada gambar 2.14

Tabel 3.1 Data Awal Parameter Pesawat

Data awal	Nilai	Data Awal	Nilai
η_{mppt}	0.95	f_{DOD}	1.2
$\eta_{converter}$	0.7	η_{motor}	0.8
K_{mppt}	0.00047	K_{Panel}	0.9
g	9.8 m/s^2	$\eta_{propeller}$	0.85
$\rho_{battery}$	196 W.h/kg	f_{safety}	1.2
$\eta_{discharge}$	0.95	e	0.9
η_{charge}	0.8	S_{sol}	0.85
η_{panel}	0.16	T_{day}	12 jam
T_{flight}	24 jam	T_{night}	12 jam

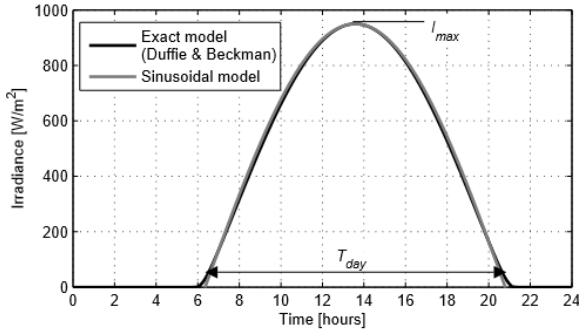
Tabel 3.2 Parameter Konfigurasi Optimasi Awal

Parameter	Nilai
W_1	30
W_2	5
W_3	60
P_{others}	30 W
$Payload$	1 Kg
$Lattitude$	-7.313566°

Dalam proses pemodelan dalam *optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya membutuhkan beberapa penentuan data awal dan parameter untuk digunakan dalam simulasi. Data awal didapatkan dari kondisi sebenarnya pada pesawat. Sedangkan parameter didapat berdasarkan kesepakatan awal hasil iterasi menggunakan *multi-objective genetic algorithm*. Data awal dan parameter tersebut akan digunakan dalam simulasi untuk menghasilkan *optimal sizing* sehingga dapat meningkatkan kemampuan jelajah pesawat menggunakan software MATLAB. Data awal dan parameter pada tugas akhir ini dapat dilihat pada tabel 3.1 dan 3.2.

3.1.1 Pemodelan Iradiasi

Permodelan dari iradiasi tergantung dari beberapa variabel yaitu posisi secara geografis, waktu, orientasi dari panel surya, pada tugas akhir ini permodelan di persingkat dengan menggunakan permodelan iradiasi berbentuk sinusoidal seperti yang ditunjukkan oleh gambar 3.1 [1]. Sedangkan pada gambar 3.2 terlihat perkiraan iradiasi di daerah Surabaya dalam 24 jam dengan bentuk sama yaitu sinusoidal.



Gambar 3.1 Permodelan *Duffie & Beckman* yang berbentuk Sinusoidal [1]

Agar dapat terbang di hari apapun dalam setahun, desain harus disesuaikan agar dapat terbang di hari dengan tingkat iradiasi terendah dalam satu tahun, di mana didefinisikan berdasarkan *latitude* (ϕ) pada suatu ketinggian tertentu (z). kemiringan (δ) adalah posisi arah dan kemiringan matahari terhadap permukaan di ekuator. Kemiringan akan selalu berubah perlahan dalam sehari dan dapat dihitung berdasarkan [1]:

$$\delta = 23.45(360 \frac{284+n}{365}) \quad (3.1)$$

sudut matahari dalam suatu jam dapat diperkirakan dengan persamaan berikut:

$$\omega = (15h - 180)\pi/180 \quad (3.2)$$

Total iradiasi perjam (I_b) per meter persegi pada suatu jam (H) dapat dihitung dengan persamaan:

$$\frac{I_b}{H} = \frac{\pi}{24} (c + d \cos \omega) \frac{\cos \omega - \cos \omega_S}{\sin \omega_S - \frac{\pi \omega_S}{180} \cos \omega_S} \quad (3.3)$$

Dua konstanta pada persamaan di atas dapat diselesaikan menjadi:

$$c = 0.409 + 0.5016 \sin(\omega_S - 60) \quad (3.4)$$

$$d = 0.6609 + 0.4767 \sin(\omega_S - 60) \quad (3.5)$$

Pengaruh ketinggian jelajah pada suatu ketinggian (z) terhadap massa udara di mana massa udara adalah panjang jarak tempuh sinar matahari

atau jumlah atmosfer yang harus ditembus oleh radiasi sinar matahari dapat dimodelkan sebagai berikut

$$m(z, A) = m(0, A)[p(z)/p(0)] \quad (3.6)$$

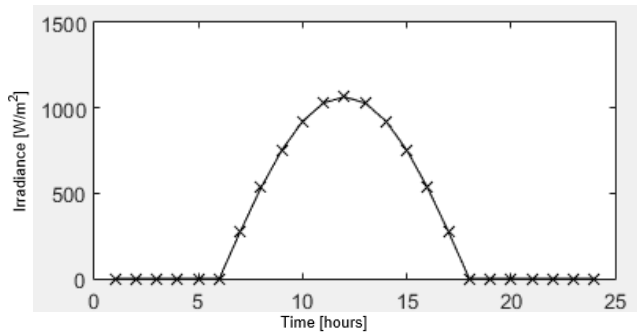
Dengan massa udara pada suatu ketinggian dan jam dari suatu hari telah diketahui, maka *transmittance* (T) untuk lokasi tersebut dapat dicari dengan persamaan berikut:

$$T = 0.5(e^{-0.65m(z,A)} + e^{-0.65m(z,A)}) \quad (3.7)$$

Di mana total radiasi matahari per meter persegi dalam setiap jamnya (I_b) adalah hasil perkalian iradiasi ekstraterrestrial (I_0) dan *transmittance* (T) pada ketinggian dan jam tertentu.

$$I_b = I_0 T \quad (3.8)$$

Walaupun iridiasi ekstraterrestrial adalah sebuah fungsi jarak dari matahari, di mana akan selalu berganti untuk bulan-bulan tertentu dalam sehari, oleh karena itu dalam tugas akhir ini ditetapkan agar nilai (I_0) dibuat tetap dengan nilai rata rata 1353 W/m^2 . Nilai rata-rata radiasi matahari per meter persegi dalam setiap jamnya (I_b) pada tugas akhir ini adalah 834 W/m^2 . Permodelan iradiasi dari matahari di surabaya dari hasil perhitungan di atas dapat digambarkan pada gambar 3.2 dibawah ini.



Gambar 3.2 Perkiraan Iradiasi di Surabaya (Lat, 7.2575° S)

3.1.2 Tenaga Minimum Kecepatan Jelajah

Akibat dari interaksi antara gaya angkat dan gaya hambat, dihasilkan kecepatan jelajah yang akan meminimalisir konsumsi energi untuk ketinggian jelajah tertentu.

Konfigurasi dan desain aerodinamik dari masing-masing pesawat memungkinkan untuk menghitung besaran gaya hambat D dan besaran gaya angkat L untuk suatu kondisi penerbangan tertentu. Sistem propulsi yang terdapat di pesawat memberikan gaya dorong T_r untuk melawan gaya hambat. Persamaan dari Daya yang dibutuhkan P_r saat penerbangan terhadap kecepatan terbang pesawat adalah:

$$P_r = T_r \times v \quad (3.9)$$

Gaya angkat L sama besar dengan berat pesawat ketika terbang lurus dan sejajar maka gaya dorong T_r dapat dirumuskan menjadi:

$$T_r = D = \frac{D}{W} W = \frac{W}{L/D} \quad (3.10)$$

Gaya hambat D dan gaya angkat L dapat didapatkan dari persamaan berikut [7]:

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 S_{ref} C_D \quad (3.11)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 S_{ref} C_L \quad (3.12)$$

Di mana C_D dan C_L merupakan koefisien *drag* dan *lift*, ρ_{∞} adalah kerapatan udara pada ketinggian tertentu, dan S_{ref} adalah luas dari sayap. Sehingga gaya dorong T_r dapat dirumuskan:

$$T_r = \frac{W}{L/D} = \frac{W}{C_L/C_D} \quad (3.13)$$

Maka daya yang dibutuhkan P_r untuk menandingi gaya hambat pada pesawat dapat dirumuskan:

$$P_r = T_r \times v = \frac{W}{C_L/C_D} \times v \quad (3.14)$$

Karena pada keadaan jelajah lurus dan sejajar gaya angkat L sama dengan berat, maka Berat W dari pesawat dan kecepatan jelajah v dapat dirumuskan:

$$W = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 S_{ref} C_L \quad (3.15)$$

$$v = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S_{ref} C_L}} \quad (3.16)$$

Dengan substitusi persamaan (3.16) kedalam persamaan (3.14) maka, daya yang dibutuhkan P_r untuk menandingi gaya hambat pada pesawat menjadi:

$$P_r = \frac{W}{C_L/C_D} \times v = \frac{W}{C_L/C_D} \times \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S_{ref} C_L}} = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho_{\infty} S_{ref} C_L^3}} \quad (3.17)$$

Dari penurunan di atas dapat disimpulkan bahwa daya yang dibutuhkan untuk menandingi gaya hambat besarnya proporsional dengan $(C_L^{3/2}/C_D)^{-1}$. Untuk meminimalisir konsumsi daya diperlukan nilai maksimum dari $(C_L^{3/2}/C_D)$. Koefisien gaya hambat C_D dapat direpresentasikan rumus [12].

$$C_D = C_{D,0} + K C_L^2 \quad (3.18)$$

Di mana $C_{D,0}$ merupakan koefisien *zero-lift drag*. Koefisien K adalah kombinasi yang proporsional konstanta dari parasit dan *induced drag* dapat dirumuskan menjadi [7]:

$$\frac{4}{3} \frac{1}{\pi e A R} \quad (3.19)$$

Di mana e adalah efisiensi rentang sayap dan AR adalah rasio aspek sehingga,

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{C_L^{3/2}}{C_{D,0} + K C_L^2} \quad (3.20)$$

Berdasarkan persamaan (3.20), koefisien angkat C_L dalam keadaan energi minimum dapat dirumuskan menjadi [7]:

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D,0}}{K}} \quad (3.21)$$

Jika kecepatan jelajah dalam kondisi energi minimum adalah V_{opt} , maka berat pesawat dalam keadaan energi minimum adalah:

$$W = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{opt}^2 S_{ref} \sqrt{\frac{3C_{D,0}}{K}} \quad (3.22)$$

Sehingga kecepatan jelajah v dalam kondisi energi minimum dapat dirumuskan menjadi:

$$v_{opt} = \left(\frac{2}{\rho_{\infty}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S_{ref}} \right)^{1/2} \quad (3.23)$$

Dari persamaan (3.23) menunjukkan bahwa kecepatan jelajah dalam kondisi energi minimum dipengaruhi oleh luas sayap, total berat dari pesawat, dan kerapatan udara di ketinggian tertentu.

3.1.3 Estimasi Berat Pesawat

Untuk setiap bagian dari pesawat, dibutuhkan pemodelan massa yang baik untuk dapat menghitung total massa dari pesawat yang dapat dicari menggunakan substitusi persamaan (3.17) menjadi:

$$P_r = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho_{\infty} S_{ref} C_L^3}} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(mg)^3}{S_{ref}}} \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}}} \quad (3.24)$$

Massa dari kontrol dan sistem navigasi dianggap tetap, seperti juga *payload* harus didefinisikan dari awal, pada tugas akhir ini massa dari sistem navigasi dan massa tambahan sebesar 1 kg. Massa baterai akan proporsional terhadap energi yang disimpan sesuai dengan konsumsi daya saat siang dan malam hari dan akan berbanding terbalik dengan *energy density*.

3.1.3.1 Solar Power Management System

Energi dari panel surya yang terletak di bagian atas sayap pesawat akan melewati suatu proses yaitu sistem manajemen tenaga surya yang akan mentransfer daya ke sistem navigasi serta motor sehingga dapat

menggerakan *propeller*. Sistem manajemen tenaga surya terdiri dari beberapa tahap yaitu *maximum power point tracker* (MPPT), manajemen pengisian baterai, dan pengontrol kecepatan elektrik. MPPT berfungsi untuk mendapatkan daya dari panel surya semaksimal mungkin. Manajemen baterai berfungsi untuk mengontrol dan memonitor proses pengisian dalam baterai. Pengontrol kecepatan elektrik merupakan konverter DC-DC di mana kegunaan utama nya adalah menghasilkan level tegangan yang dibutuhkan oleh motor dan sistem elektrik dalam pesawat.

Jika Panel Surya memenuhi 90% dari seluruh area sayap, maka luasan panel surya adalah

$$S_{panel} = 0.9 \times S_{ref} \quad (3.25)$$

Massa per luasan dari panel surya adalah 0.22kg/m^2 pada tugas akhir ini. Maka total massa dari panel surya adalah:

$$M_{panel} = 0.22 \times S_{panel} = 0.198 \times S_{ref} \quad (3.26)$$

Massa dari peralatan MPPT dapat dimodelkan berdasarkan total kapasitas maksimal energi yang dikonversikan, yang dapat dihitung berdasarkan total luasan panel surya yang terdapat di sayap, persamaanya sebagai berikut [1]:

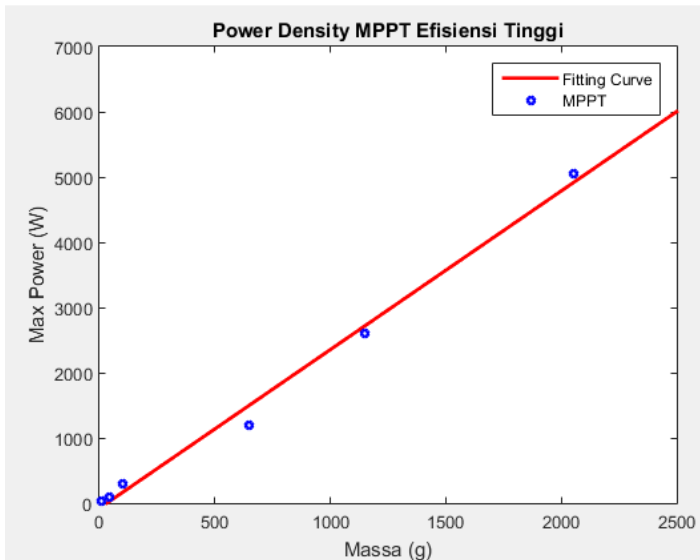
$$\begin{aligned} M_{mppt} &= k_{mppt} P_{solmax} = k_{mppt} I_{max} \eta_{panel} \eta_{mppt} S_{panel} \\ &= 0.00047 \cdot 1297 \cdot 0.16 \cdot 0.95 \cdot 0.9 S_{ref} = 0.0834 S_{ref} \end{aligned} \quad (3.27)$$

Di mana k_{mppt} adalah rasio daya terhadap berat dari produk di pasaran seperti pada grafik di gambar 3.3. I_{max} adalah iradiasi maksimum sebesar 1297 W/m^2 . Untuk massa dari kabel, dan peralatan pendukung lain tidak dimodelkan dan dianggap sebagai *payload* untuk menghindari pemodelan yang terlalu kompleks.

Massa sistem propulsi ($M_{propulsion}$) yang berupa motor BLDC, propeller, dan ESC dimodelkan berdasarkan hasil regresi *power to weight ratio* beberapa motor yang terdapat di pasaran sehingga massa propulsi diestimasi sebesar [1]:

$$M_{propulsion} = 0.0045 P_{propulsion} \quad (3.28)$$

Di mana $P_{propulsion}$ merupakan total daya yang dibutuhkan sistem pendorong.



Gambar 3.3 Power Density MPPT Efisiensi Tinggi

3.1.3.2 Struktur Pesawat

Massa struktur pesawat dipilih berdasarkan hitungan dari satuan massa dari struktur pesawat tersebut dan dihasilkan model berat massa berdasarkan luas rentang sayap. Untuk *fuselage* pesawat ditentukan dari awal dan memiliki massa 1 kg. Pemodelan massa dari struktur pesawat dapat dirumuskan menjadi:

$$M_{structure} = 0.9 \times S_{ref} + 1 \quad (3.29)$$

Di mana 1 merupakan massa dari *fuselage* pesawat. Pada desain tugas akhir ini desain *fuselage* dibuat tetap untuk meminimalisir variable penentu selama optimasi berlangsung.

3.1.3.3 Baterai

Dalam permodelan massa baterai pada tugas akhir ini memilih untuk menggunakan baterai berjenis *Lithium Polymer* (LiPO) yang

banyak dipakai sebagai baterai pada pesawat tanpa awak, baterai ini dipilih karena memiliki kerapatan energi yang cukup besar dan kapasitas *charge* dan *discharge rate* yang besar. Dalam tugas akhir ini model dari massa baterai ($M_{battery}$) terhadap kapasitas daya yang tersimpan adalah sebagai berikut :

$$M_{battery} = \frac{E_{battery}}{\rho_{battery}} \quad (3.30)$$

Kerapatan energi ($\rho_{battery}$) pada baterai pada tugas akhir ini dipilih 196 W.h/kg, Total kapasitas baterai ($E_{battery}$) yang dibutuhkan adalah [7]:

$$E_{battery} = \frac{(T_{night})(P_{propulsion} + P_{others})}{f_{DOD}\eta_{discharge}} \quad (3.31)$$

T_{dusk} merupakan durasi di mana baterai harus menyuplai kebutuhan energi pesawat saat senja hari sedangkan T_{night} adalah durasi di mana baterai harus menyuplai kebutuhan energi pesawat saat malam hari, serta P_{others} merupakan daya yang dibutuhkan oleh beberapa perangkat lain di pesawat seperti perangkat navigasi dan komunikasi. f_{DOD} merupakan kapasitas *deep of discharge* sedangkan $\eta_{discharge}$ adalah efisiensi dari baterai. Dalam tugas akhir ini T_{dusk} yang digunakan adalah 12 jam sedangkan T_{night} adalah 12 jam. Total daya lain selain untuk sistem pendorong (P_{others}) adalah 30 W sedangkan kapasitas *discharge* (f_{DOD}) adalah 0.8 dan efisiensi dari proses *discharge* ($\eta_{discharge}$) adalah 0.95. Sedangkan total daya yang dibutuhkan sistem pendorong ($P_{propulsion}$) dapat dihitung menggunakan persamaan:

$$P_{propulsion} = \frac{T_r v}{\eta_{motor}\eta_{propeller}} \quad (3.32)$$

Dengan η_{motor} adalah efisiensi dari motor sebesar 0.8 sedangkan $\eta_{propeller}$ adalah efisiensi dari propeller sebesar 0.85. Gaya dorong pesawat (T_r) dapat dihitung dengan substitusi persamaan (3.15) kedalam persamaan (3.13) menjadi:

$$T_r = \frac{W}{C_L/C_D} = \frac{\frac{1}{2}\rho_{\infty}v^2 S_{ref} C_L}{C_L/C_D} = \frac{1}{2}\rho_{\infty}v^2 S_{ref} C_D \quad (3.33)$$

Dengan memperhitungkan faktor keselamatan (f_{safety}) gaya dorong pesawat (T_r) dapat dihitung menjadi:

$$T_r = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 S_{ref} C_D f_{safety} \quad (3.34)$$

Di mana f_{safety} adalah faktor keselamatan yang dipilih sebesar 1.2. Serta kerapatan udara pada ketinggian tertentu (ρ_{∞}) bernilai sebesar 1.225 kg/m^3 . Sehingga pemodelan kebutuhan daya baterai dapat dihitung sebesar:

$$\begin{aligned} E_{battery} &= \frac{(T_{night})(P_{propulsion} + P_{others})}{f_{DOD} \eta_{discharge}} \\ &= \frac{(T_{night}) \left(\frac{T_r v}{\eta_{motor} \eta_{propeller}} + P_{others} \right)}{f_{DOD} \eta_{discharge}} \\ &= \frac{(T_{night}) \left(\frac{\frac{1}{2} \rho_{\infty} v^3 S_{ref} C_D f_{safety}}{\eta_{motor} \eta_{propeller}} + P_{others} \right)}{f_{DOD} \eta_{discharge}} \\ &= \frac{(T_{night}) \left(\frac{\frac{1}{2} \rho_{\infty} v^3 S_{ref} (C_{D,0} + (\frac{4}{3\pi e AR}) C_L^2) f_{safety}}{\eta_{motor} \eta_{propeller}} + P_{others} \right)}{f_{DOD} \eta_{discharge}} \\ &= \frac{(12) \left(\frac{\frac{1}{2} (1.225) v^3 S_{ref} (C_{D,0} + (\frac{4}{3\pi (0.9) AR}) C_L^2) (1.2)}{(0.8)(0.85)} + 30 \right)}{(0.8)(0.95)} \\ &= (C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 17.067 v^3 S_{ref} + 473.7 \quad (3.28) \end{aligned}$$

Maka, massa dari baterai dapat dihitung menjadi:

$$M_{battery} = \frac{E_{battery}}{\rho_{battery}} = \frac{(C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 17.067 v^3 S_{ref} + 473.7}{196}$$

$$= (C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 0.087 v^3 S_{ref} + 2.42 \quad (3.35)$$

3.1.3.4 Total Beban

Pada tugas akhir ini menggunakan massa *payload* ($M_{payload}$) sebesar 1 kg. Sehingga total beban (M_{total}) dapat dihitung dengan penjumlahan keseluruhan massa bagian-bagian dari pesawat yaitu:

$$\begin{aligned} M_{total} &= M_{structure} + M_{battery} + M_{propulsion} + M_{panel} \\ &\quad + M_{mppt} + M_{payload} \\ M_{total} &= 0.9 S_{ref} + 1 + (C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 0.087 v^3 S_{ref} \\ &\quad + 2.42 + 0.0045 \frac{\frac{1}{2} (1.225) (1.2) v^3 S_{ref} (C_{D,0} + (\frac{4}{3\pi(0.9)AR}) C_L^2)}{(0.8)(0.85)} \\ &\quad + 0.198 S_{ref} + 0.0834 S_{ref} + 1 \\ &= (C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 0.092 v^3 S_{ref} + 1.1814 S_{ref} \\ &\quad + 4.42 \text{ kg} \end{aligned} \quad (3.36)$$

Di mana pada persamaan (3.36) untuk menentukan total beban pesawat persamaan nyatakan dalam fungsi dari luasan sayap (S_{ref}), kecepatan jelajah (v), koefisien *drag* (C_{D0}), koefisien *Lift* (C_L), dan *aspect ratio* (AR). Agar operasi dengan energi minimum dapat terlaksana harus memenuhi syarat pada persamaan (3.23).

3.1.4 Estimasi Daya

Desain konfigurasi aerodinamik pesawat tanpa awak bertenaga surya yang optimal didasarkan pada pencarian solusi yang optimal dari luasan sayap (S_{ref}), kecepatan jelajah (v), koefisien *drag* (C_{D0}), koefisien *Lift* (C_L), dan *aspect ratio* (AR) dengan mempertimbangkan kondisi aerodinamis tertentu dan kebutuhan daya terpenuhi.

3.1.4.1 Daya yang Dibutuhkan (*Power Required*)

Daya yang dibutuhkan adalah sisa energi yang tersisa dari baterai setelah beroperasi selama 6 jam di malam hari ditambahkan kebutuhan

energi pada siang hari selama 12 jam dibagi dengan 12 jam waktu yang digunakan untuk mengisi baterai.

Daya yang dibutuhkan setiap jam merupakan daya yang digunakan untuk sistem propulsi dan daya untuk peralatan lainya dibagi dengan efisiensi converter, dapat dirumuskan menjadi:

$$P_{required/hour} = (P_{propulsion} + P_{others}) / \eta_{converter} \quad (3.37)$$

Di mana $\eta_{converter}$ adalah efisiensi dari sistem manajemen energi dari panel surya di mana didalamnya termasuk efisiensi dari MPPT, manajemen baterai dan konversi daya yang pada tugas akhir ini diasumsikan bernilai 0.7. P_{others} adalah daya untuk komponen lainya sedangkan $P_{propulsion}$ adalah daya propulsi. $P_{required/hour}$ adalah total daya yang digunakan untuk mengisi baterai selama siang hari. Total daya yang dibutuhkan adalah:

$$\begin{aligned} P_{required} &= \frac{E_{Batt} - (\frac{P_{required}}{hour} \times (0.5T_{day} + T_{night}))}{T_{day}} \\ &= (C_{D,0} + 0.4718 AR^{-1} C_L^2) 0.24055 v^3 S_{ref} - 5.525 \end{aligned} \quad (3.38)$$

Di mana T_{day} adalah total waktu yang tersedia untuk mengisi baterai disiang hari yaitu selama 12 jam, T_{night} adalah total waktu malam hari, dan $E_{battery}$ adalah daya baterai.

3.1.4.2 Daya yang Dihasilkan (*Power Supplied*)

Power generated adalah total daya yang dihasilkan oleh panel surya di mana dapat dihitung menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned} P_{generated} &= 0.9 S_{ref} E_{sun} \eta_{panel} \\ &= (0.9)(894)(0.16) S_{ref} \\ &= 128.7 S_{ref} \end{aligned} \quad (3.39)$$

Di mana $0.9 S_{ref}$ menyatakan 90% area sayap pesawat yang terdiri dari panel surya sedangkan E_{sun} merupakan iradiasi rata-rata dari energi radiasi matahari dan diasumsikan bernilai $894 W/m^2$. η_{panel} merupakan

efisiensi konversi energi dari pane surya yang bernilai 0.16 pada tugas akhir ini. Sehingga total daya yang dihasilkan panel surya didapat:

Kebutuhan daya untuk yang harus dibangkitkan oleh panel surya disiang hari dapat dicari menggunakan rumus:

$$P_{supplied} = \frac{128.7 S_{ref}}{(0.8)} = 160.875 S_{ref} \quad (3.40)$$

3.1.5 Batasan dan *Fitness Function*

Beberapa batasan harus dipenuhi untuk mengoptimalkan desain yaitu:

1. $L - M_{total} \cdot g = 0 \quad (3.41)$

Gaya angkat pesawat (L) sama dengan berat total pesawat terbang.

2. $v = V_{opt} \quad (3.42)$

Kecepatan jelajah (v) sama dengan kecepatan jelajah optimum

V_{opt} .

3. $P_{supplied} - P_{required} \geq 0 \quad (3.43)$

Daya yang dihasilkan panel surya ($P_{supplied}$) harus melebihi atau sama dengan daya total yang dibutuhkan pesawat saat beroperasi normal ($P_{required}$).

4. $T_r \geq D \quad (3.44)$

Gaya Torsi (T_r) harus melebihi atau sama dengan gaya hambat (D) pesawat saat beroperasi normal.

3.2 Konfigurasi *Multi-Objective Genetic Algorithm*

Proses *multi-objective genetic algorithm* diawali dengan satu set kandidat solusi yang dipilih secara acak (direpresentasikan oleh kromosom) yang dinamakan populasi. Beberapa dari kandidat solusi dalam populasi dipilih, dimodifikasi dan digunakan untuk membuat populasi baru yang akan melakukan evolusi baru. Dengan harapan populasi yang baru memiliki nilai yang lebih baik dari populasi lama. Solusi yang dipilih untuk memodifikasi dan menghasilkan solusi baru ditentukan berdasar kesesuaian mereka terhadap masalah yang harus diselesaikan. Proses evolusi tersebut akan berulang dan akan berhenti jika sudah memenuhi standar. Pada gambar 3.4 dapat dilihat tahap-tahap dalam melakukan proses *multi-objective genetic algorithm*. Berikut adalah penjelasan dari langkah-langkah proses *multi-objective genetic algorithm*:

- 1) Untuk mengawali proses *multi-objective genetic algorithm*, dua set kromosom sebagai populasi awal dihasilkan secara acak: masing-masing satu set kromosom untuk luasan sayap (S_{ref}), kecepatan jelajah (v), koefisien *drag* (C_{D0}), koefisien *Lift* (C_L), dan *Aspect Ratio* (AR). Setiap set terdiri dari 100 kromosom, setiap kromosom direpresentasikan oleh 10-bit *binary string*.

Tabel 3.3 Set Kromosom

Area S_{ref}		Kecepatan Jelajah (v)	
S_1	1001100010	V_1	1110110000
S_2	1101101010	V_2	1010110001
.		.	
.		.	
S_3	1001001010	V	0010010011

- 2) Pada tahap ini, kecocokan pada setiap kromosom pada populasi ditentukan untuk digunakan mengevaluasi kecocokan dengan solusi yang didapat. Fungsi kecocokan (*fitness function*) tersebut didefinisikan dalam persamaan:

$$J(C_L, C_{D0}, S_{ref}, v, AR) = w_1 \left| \frac{L}{g} - M_{total} \right| + w_2 |v - V_{opt}| + w_3 |P_{supplied} - P_{required}| \quad (3.45)$$

Di mana konstanta w_1, w_2 , dan w_3 merupakan faktor positif dari berat yang digunakan untuk menyeimbangkan seberapa signifikan kontribusi dari masing-masing variabel dalam fungsi kecocokan. $J(C_L, C_{D0}, S_{ref}, v, AR)$. Dalam tugas akhir ini nilai w_1, w_2 , dan w_3 adalah 30, 5 dan 60. Untuk mendapatkan nilai optimal dari luasan sayap (S_{ref}), kecepatan jelajah (v), koefisien *drag* (C_{D0}), koefisien *Lift* (C_L), dan *Aspect Ratio* (AR), maka fungsi objektif $J(C_L, C_{D0}, S_{ref}, v, AR)$ harus di minimalisir. *Fitness function* menjadi penghubung antara proses optimasi dan *multi-objective genetic algorithm*. Hasil dari *fitness function* mewakili kesesuaian dari solusi terhadap masalah optimasi. Pada tugas akhir ini terdapat beberapa syarat yang harus dipenuhi dalam kondisi daya jelajah minimum yang dijabarkan pada persamaan (3.41-3.44).

- 3) Jika kondisi spesifik akhir telah terpenuhi, hentikan pencarian algoritma dan kembalikan solusi terbaik ke populasi yang telah ada.

4) Pada tahap ini akan dibuat populasi baru dengan mengulang kembali beberapa langkah-langkah berikut sehingga terbentuklah populasi baru:

4.1) Pilih dua kromosom induk dari populasi untuk operasi *crossover* dan mutasi berikutnya sehingga dapat menghasilkan keturunan baru. Dengan harapan induk yang baik akan menghasilkan keturunan yang lebih baik. Solusi optimal didapat ketika *fitness function* $J(C_l, C_{D0}, S_{ref}, v, AR) = 0$ tercapai. Diasumsikan bahwa semakin cocok kromosom individual terhadap *fitness function* $J(C_l, C_{D0}, S_{ref}, v, AR) = 0$ maka semakin baik kualitas individual kromosom tersebut sehingga 15% individual kromosom terbaik akan dipilih untuk menjadi induk untuk generasi selanjutnya.

4.2) *Crossover* sangat penting dalam *multi-objective genetic algorithm* karena dapat mengkombinasi *subsolution* dari kromosom berbeda sehingga mempercepat proses pencarian hasil. Fungsi *scattered crossover* yang ada pada *toolbox genetic algorithm* di MATLAB pada tugas akhir ini menggunakan *crossover rate* sebesar 0.85.

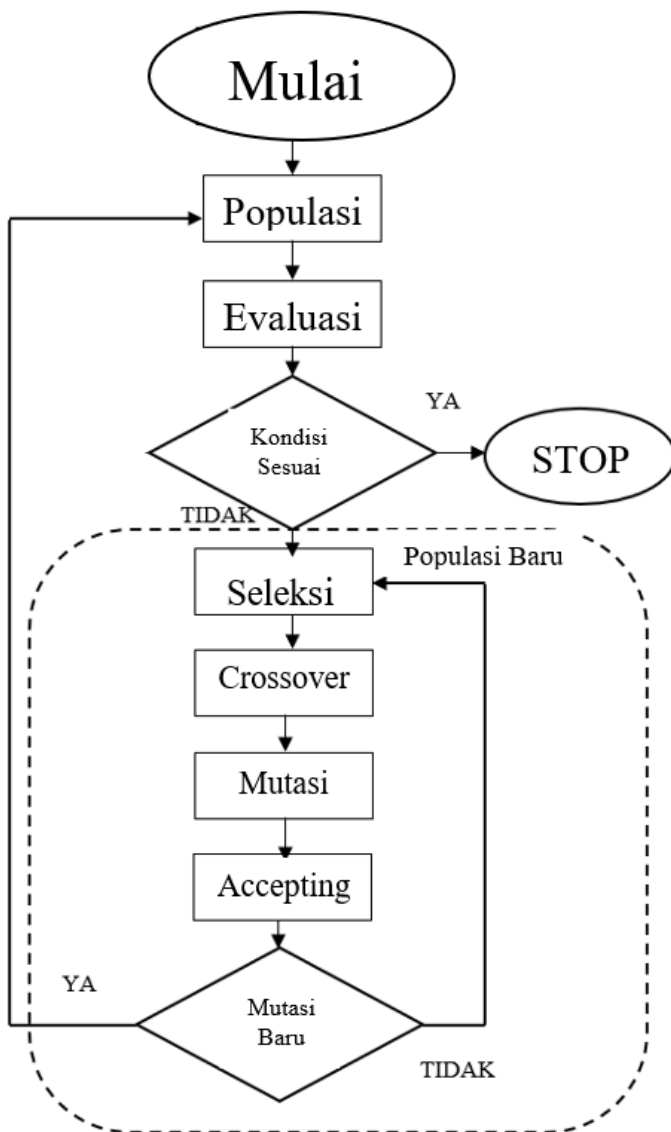
4.3) Selain menggunakan *crossover* diperlukan mutasi untuk menghasilkan keturunan. Mutasi akan secara acak mengubah keturunan baru. Metode ini akan memberikan opsi acak bagi pencarian untuk membantu menemukan solusi yang tidak dapat ditemukan melalui *crossover*. Pada tugas akhir ini digunakan operator mutasi Gaussian.

4.4) Pada proses *accepting* keturunan baru akan ditempatkan di populasi yang baru.

5) Setelah populasi baru terbentuk, populasi lama akan digantikan populasi baru dan mulai mencari solusi yang baru.

Proses pencarian akan berhenti dan menemukan solusi yang optimal jika kondisi berikut terpenuhi:

- 1) Jumlah dari keturunan mencapai 200
- 2) *Fitness function* $J(C_l, C_{D0}, S_{ref}, v, AR) = 0$
- 3) Tidak ada perbaikan dalam *fitness function* setelah 50 s



Gambar 3.4 *Multi-Objective Genetic Algorithm Flowchart*

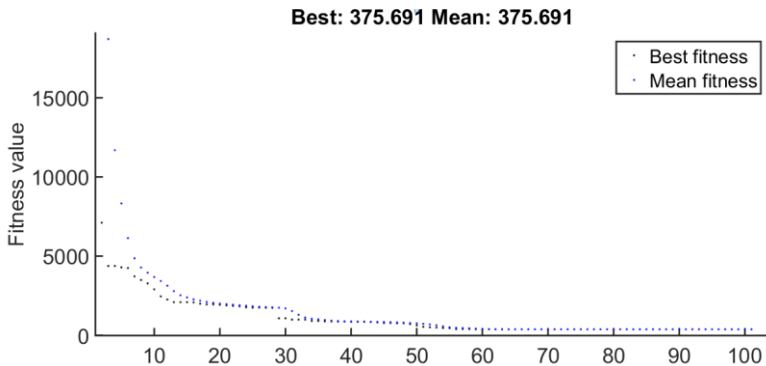
BAB 4

HASIL SIMULASI DAN ANALISIS DATA

Bab ini membahas tentang hasil dan analisis data dari perancangan sistem dan pemodelan *sizing* pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya yang telah dibuat. Hasil *optimal sizing* akan dijabarkan pada subbab 4.1. Sedangkan pada subbab selanjutnya yaitu 4.2 akan dianalisa pengaruh perubahan payload terhadap performa jelajah pesawat. Kemudian dianalisa pengaruh perubahan iradiasi dan efisiensi panel surya. Dari masing-masing subbab dianalisis berdasarkan gaya, *power balance*, daya serta proporsi berat terhadap *wing loading*.

4.1 Hasil Simulasi *Optimal sizing* Menggunakan *Multi-Objective Genetic Algorithm*

Setelah pemodelan dan perhitungan *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya pada MATLAB menggunakan *multi-objective genetic algorithm*, didapatkan solusi terbaik dengan nilai *fitness function* minimum. Plot hasil dari *multi-objective genetic algorithm* sebanyak 100 kali seperti pada gambar 4.1 dapat dilihat bahwa setiap iterasi menghasilkan nilai *fitness function* yang semakin rendah dengan nilai minimum sebesar 375.69.



Gambar 4.1 Plot *Multi-Objective Genetic Algorithm*

Dari hasil optimasi setiap variabel didapatkan nilai optimum dari masing masing variabel yang dapat dilihat pada tabel 4.1. Variabel tersebut akan dimasukkan kedalam perhitungan yang sudah dibahas pada bab 3.

Tabel 4.1 Solusi Terbaik Multi-Objective Genetic Algorithm

Variabel	Nilai
ρ_{∞}	$1.225 \text{ Kg}/\text{m}^3$
$C_{D,0}$	0.00988
C_L	0.3121
S_{ref}	4.0728 m^2
V	$12.6223 \text{ m}/\text{s}$
AR	15

Dari variabel di atas dapat ditentukan spesifikasi pesawat seperti pada tabel 4.2. Dapat dilihat bahwa agar dapat terbang selama 24 jam dibutuhkan kapasitas baterai sebesar 1517.53 Wh. Spesifikasi motor yang dibutuhkan untuk dapat melakukan lepas landas, manuver, dan melawan arah angin adalah sebesar 2170 W, namun untuk menjaga pesawat agar terbang lurus sejajar daya yang dibutuhkan adalah 114.17 W. Untuk dapat mengangkat beban Pesawat dibutuhkan luasan sayap sebesar 4.0728 m^2 dengan perbandingan panjang dan sayap sebesar 15, sehingga didapatkan panjang sayap sebesar 7.886 m.

Tabel 4.2 Spesifikasi Pesawat

Parameter	Nilai	Parameter	Nilai
Kapasitas Baterai	1517.53 Wh	Aspect Ratio	15
Baterai	102.54 mAh	Wingspan	7.886 m
Motor	2170 W	Wing Area	4.0728 m^2

Tabel 4.2 Spesifikasi Pesawat (Lanjutan)

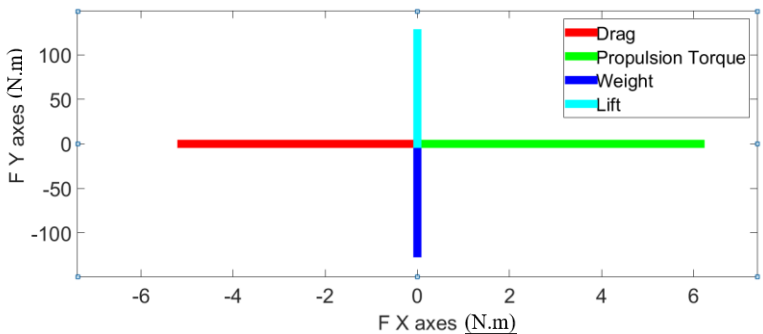
Parameter	Nilai	Parameter	Nilai
Kecepatan	12.62 m/s	Area Panel Surya	3.8692 m ²
Ketinggian Jelajah	474.9210 m	Solar Panel Power	588.1191 Wp
P _{Propulsion}	114.17 W		

4.1.1 Analisis Gaya Pada Pesawat

Kemudian dari perhitungan pada bab 3 dapat dihitung besaran gaya yang terjadi pada pesawat, hasil perhitungan dapat dilihat pada data di tabel 4.3.

Tabel 4.3 Keseimbangan Gaya dalam Pesawat

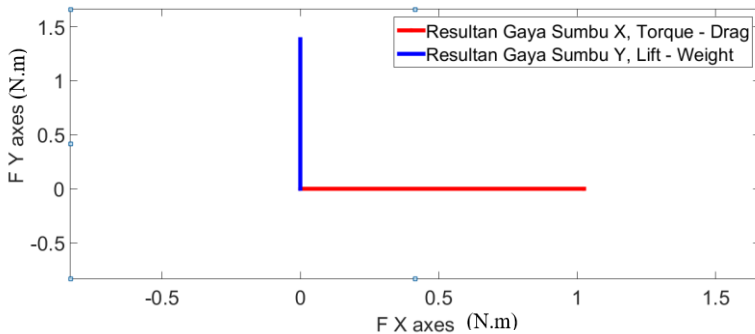
Parameter	Nilai
Lift	124.05 N.m
Weight	122.67 N.m
Drag	5.12 N.m
Torque	6.15 N.m



Gambar 4.2 Besar Gaya Pada Pesawat

Dari gambar 4.2 dapat dilihat besar gaya yang mempengaruhi terbang pesawat, sedangkan pada gambar 4.3 menunjukkan resultan gaya pada pesawat. Dapat disimpulkan bahwa gaya torsi pada sayap pesawat (*propulsion torque*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Resultan gaya

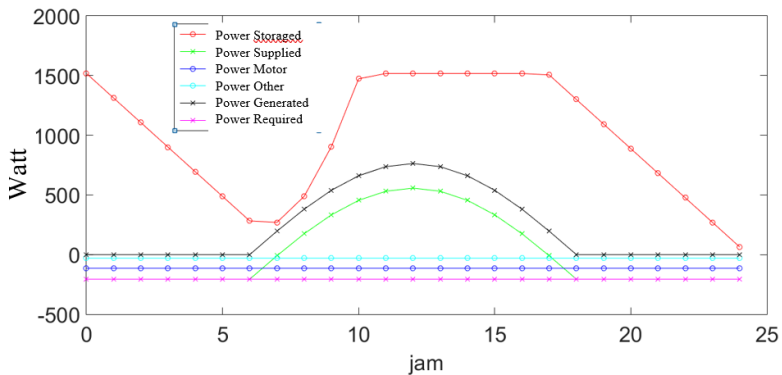
tersebut menunjukkan pesawat dapat bergerak ke depan. Sedangkan untuk gaya angkat (*lift*) lebih besar daripada gaya berat (*weight*) sehingga resultan menunjukkan bahwa pesawat dapat terbang lurus dan tidak turun atau dapat dikatakan pesawat terbang secara lurus dan sejajar.



Gambar 4.3 Resultan Gaya Pada Pesawat

4.1.2 Analisis *Power Balance*

Dalam 24 jam dilakukan analisis terhadap *power balance* seperti yang dapat dilihat dari gambar 4.4. Daya yang dikonsumsi dianggap konstan karena tidak dipertimbangkan pengaruh dari perubahan kecepatan udara, perubahan temperatur, dan kebutuhan daya untuk manuver. Daya yang dikonsumsi sebesar 205.95 Watt. Selama malam hari atau tidak ada daya yang dihasilkan oleh panel surya, sumber daya diambil dari baterai. Dapat dilihat saat malam hari daya dari baterai terus menurun selama malam hari. Pada pagi hari ketika panel surya aktif beroperasi terlihat pada jam 07.00 ada daya yang masuk dari panel surya melalui hasil efek fotolistrik, pada jam 13.00 mengalami titik daya tertinggi lalu terus menurun hingga jam 19.00 dan berhenti menghasilkan daya. Daya yang digunakan untuk mengisi baterai merupakan surplus hasil pengurangan daya yang dibangkitkan oleh panel surya dengan konsumsi daya normal. Pada jam 07.00 daya yang bangkitkan lebih kecil daripada daya yang dikonsumsi baru kemudian karena semakin siang iradiasi dari matahari semakin besar, maka daya yang dibangkitkan juga semakin besar. Dapat dilihat pada jam 12.00 baterai sudah terisi penuh. Di atas jam 12.00 karena daya yang dibangkitkan lebih besar dari pada yang dikonsumsi daya yang terdapat di baterai selalu penuh, hingga di sore hari pukul 18.00 daya yang tersisa di baterai akan mulai berkurang.



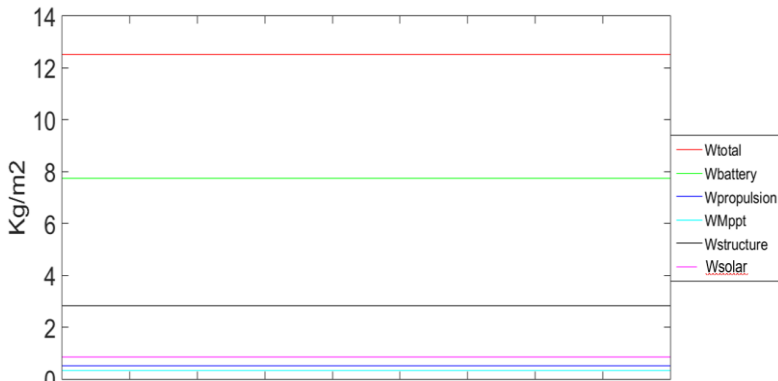
Gambar 4.4 Power Balance Pesawat Dalam 24 Jam

Tabel 4.4 Kesetimbangan Daya

Parameter	Nilai
<i>Total Energy Charge</i>	4405.10 Wh
<i>Average Supplied Energy</i>	367.09 Wh
$P_{Propulsion}$	114.17 W
<i>Consumed Energy</i>	205.95 Wh

4.1.3 Proporsi Berat Terhadap *Wing Loading*

Berat total pesawat dapat dilihat pada tabel 4.5 sebesar 12.52 kg. Terdapat analisis proporsi berat yang ditahan oleh luasan sayap pesawat terlihat dari gambar 4.5 porsi terbesar sayap terdapat pada berat baterai sebesar 7.74 kg, kemudian struktur dari pesawat yang terdiri dari *fuselage*, dan sayap, kemudian berat panel surya, berat sistem propulsi dan porsi terkecil yaitu berat mppt.



Gambar 4.5 Proporsi Berat Pesawat

Tabel 4.5 Profil Berat Pesawat

Parameter	Nilai
W_{total}	12.52 kg
$W_{baterai}$	7.74 kg
$W_{propulsion}$	0.51 kg
W_{mppt}	0.33 kg
$W_{structure}$	2.83 kg
W_{panel}	0.85 kg

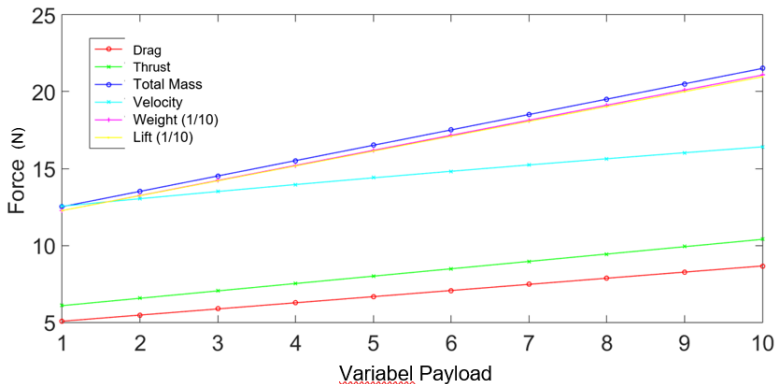
4.2 Perbandingan Performansi Pesawat Terhadap Perubahan Payload

Dengan hasil simulasi dari *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya menggunakan *multi-objective genetic algorithm*, kemudian dilakukan perbandingan performansi pesawat terhadap perubahan payload untuk melihat batas kemampuan jelajah pesawat. Konfigurasi pesawat dalam analisis kali ini akan dibuat tetap sesuai tabel 4.1, sedangkan untuk mengakomodir perubahan *payload* pada tugas akhir ini yang bervariasi dari 1 kg hingga 10 kg dengan jarak 1 kg dilakukan penyesuaian kecepatan jelajah untuk dapat tetap menyesuaikan resultan gaya agar dapat terbang lurus dan sejajar. Analisis dilakukan dengan menganalisis *power balance* selama 24 jam, kompensasi perubahan kecepatan terhadap perubahan *payload* sehingga mempengaruhi gaya yang bekerja dalam pesawat seperti gaya dorong,

angkat, berat dan hambat, serta proporsional pembebanan *Wing Loading* terhadap perubahan *payload*.

4.2.1 Analisis Gaya Pada Pesawat

Terlihat pada gambar 4.6 perubahan dari berat *payload* 1 kg hingga 10 kg terlihat bahwa dengan bertambahnya *payload* maka gaya berat pada pesawat akan juga meningkat, sehingga diperlukan gaya angkat (*Lift*) yang lebih besar, untuk meningkatkan gaya angkat (*Lift*) maka dibutuhkan peningkatan kecepatan jelajah (*V*), peningkatan kecepatan jelajah juga mempengaruhi besarnya gaya hambat (*Drag*), sehingga dibutuhkan gaya dorong (*Torque*) yang semakin besar juga. Dapat dilihat untuk mendapatkan resultan gaya yang seimbang untuk setiap perubahan *payload* dalam kondisi terbang lurus dan sejajar maka terjadi peningkatan kecepatan jelajah.

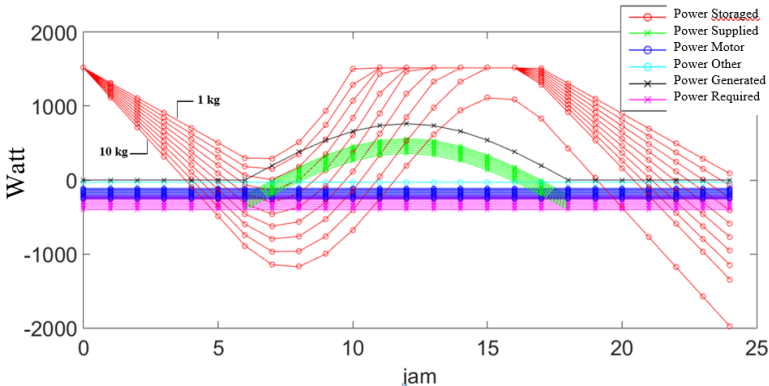


Gambar 4.6 Pengaruh Perubahan Terhadap Kecepatan Jelajah (V) dan Gaya Pada Pesawat

4.2.2 Analisis Power Balance

Dalam 24 jam dilakukan analisis terhadap *power balance* seperti yang dapat dilihat dari gambar 4.7. Terlihat pada jam 07.00 ada daya yang masuk hasil dari panel surya melalui efek fotolistrik hingga pada jam 13.00 mengalami titik daya tertinggi lalu terus menurun hingga jam 19.00 dan berhenti menghasilkan daya. Sedangkan daya pada baterai digunakan selama panel surya tidak bekerja di mana terdapat daya yang keluar yang harus ditopang hingga jam 08.00 yang kemudian diambil alih oleh panel surya dan mulai pengisian baterai ulang yang telah dipakai sebelumnya. Lewat dari jam 17.00 Baterai yang telah terisi penuh akan mengambil alih

menompang daya yang dibutuhkan pesawat karena daya yang dihasilkan oleh panel surya menurun dan tidak bisa menompang seluruh kebutuhan pesawat sehingga membutuhkan daya baterai.



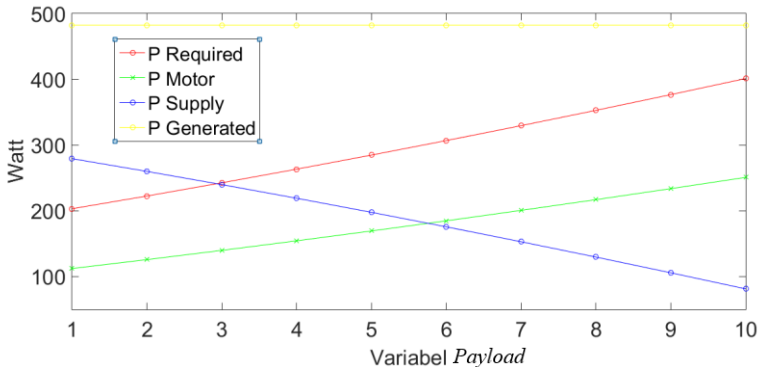
Gambar 4.7 Analisis Power Balance Pesawat Terhadap Perubahan Payload

Dapat terlihat pada gambar 4.7 pengaruh perubahan *payload* terhadap daya pada baterai semakin berat *payload*, total kebutuhan daya untuk melakukan penyesuaian resultan gaya agar pesawat tetap dapat terbang lurus dan sejajar makin besar, sedangkan total daya yang dihasilkan pada siang hari tetap ketika terjadi perubahan *payload*, sehingga daya yang tersimpan di baterai akan semakin berkurang lebih cepat sehingga. Untuk hasil konfigurasi pesawat dari *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya menggunakan *multi-objective genetic algorithm* pada tabel 4.1 hanya mampu mengakomodir perubahan *payload* hingga 3 Kg, karena pada gambar 4.8, untuk *payload* 4 Kg pada jam 06.00 daya yang terdapat dibaterai sudah habis.

4.2.3 Analisis Daya Pesawat

Dalam analisis daya pada pesawat terdapat empat daya yang akan dianalisis yaitu daya motor (P_{motor}), daya yang dibutuhkan pesawat ($P_{required}$), daya yang dihasilkan panel surya ($P_{generated}$) dan daya yang akan disuplai ke baterai (P_{supply}) terlihat pada gambar 4.8 di mana semakin besarnya *payload* maka daya motor semakin besar sehingga daya keseluruhan yang butuh pesawat ($P_{required}$) semakin besar. Dengan daya yang didapat dari panel surya yang tetap dan sama tidak dipengaruhi perubahan *payload* maka daya yang dapat disuplai (P_{supply}) ke baterai

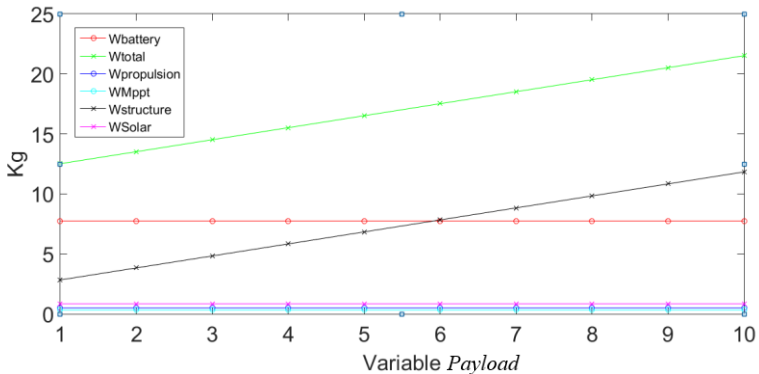
sebagai pengisai baterai semakin menurun karena sudah habis dipakai untuk operasi pesawat.



Gambar 4.8 Daya Pada Pesawat

4.2.4 Proporsi Berat Terhadap *Wing Loading*

Terdapat analisis proporsi berat terhadap *wing loading* pesawat yang optimal agar pesawat dapat meningkatkan kemampuan jelajah terbang selama 24 jam. Pada gambar 4.9 seiring kenaikan *payload* maka berat struktur ($W_{structure}$) akan ikut meningkat akibatnya berat total (W_{total}) akan meningkat juga.



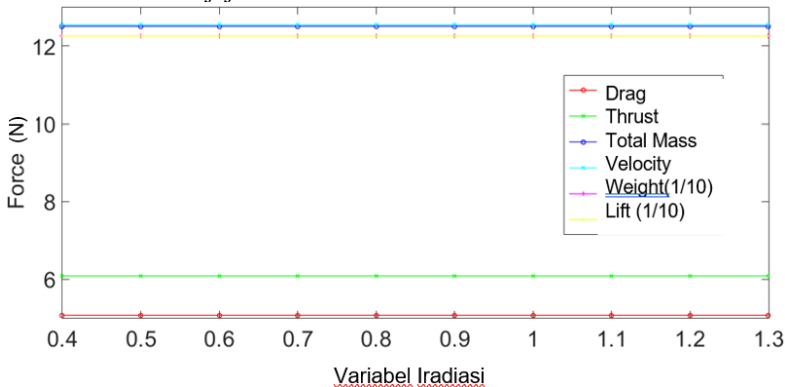
Gambar 4.9 Proporsi Berat Terhadap Perubahan *Payload*

4.3 Perbandingan Performa Pesawat Terhadap Perubahan Iradiasi

Dengan hasil simulasi dari *optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya menggunakan *multi-objective genetic algorithm*, kemudian dilakukan perbandingan performansi pesawat terhadap perubahan iradiasi untuk melihat batas kemampuan jelajah pesawat. Konfigurasi pesawat dalam analisis kali ini akan dibuat tetap sesuai tabel 4.1, sedangkan untuk menyeimbangi perubahan iradiasi pada tugas akhir ini yang bervariasi dari 40% hingga 130% dengan jarak 10% dari iradiasi awal 1000 W/m^2 dilakukan penyesuaian kecepatan jelajah untuk dapat tetap menyesuaikan resultan gaya agar dapat terbang lurus dan sejajar. Analisis dilakukan dengan menganalisis *power balance* selama 24 jam, kompensasi perubahan kecepatan terhadap perubahan iradiasi sehingga mempengaruhi gaya yang bekerja dalam pesawat seperti gaya dorong, angkat, berat dan hambat, serta proporsional pembebanan *wing loading* terhadap perubahan iradiasi.

4.3.1 Analisis Gaya Pada Pesawat

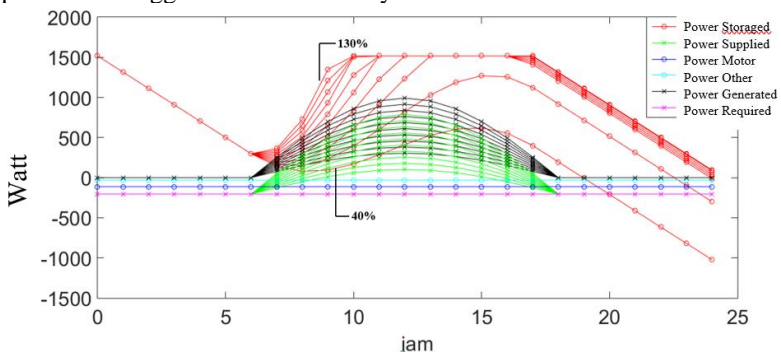
Terlihat pada gambar 4.10 perubahan dari iradiasi 40% hingga 130% terlihat bahwa dengan bertambahnya radiasi maka gaya berat (*weight*) dan gaya angkat (*lift*) sama sehingga pesawat tidak naik atau turun. Serta gaya hambat (*drag*) dan gaya dorong (*torque*) yang konstan sepanjang perubahan iradiasi. Gaya dorong (*torque*) yang lebih besardari gaya hambat (*drag*) dikarenakan pada tugas akhir ini pesawat terbang secara lurus dan sejajar.



Gambar 4.10 Pengaruh Perubahan Iradiasi Terhadap Kecepatan Jelajah (V) dan Gaya Pada Pesawat

4.3.2 Analisis *Power Balance*

Dalam 24 jam dilakukan analisis terhadap *power balance* seperti yang dapat dilihat dari gambar 4.11. Daya yang dikonsumsi dianggap konstan karena tidak dipertimbangkan pengaruh dari perubahan kecepatan udara, perubahan temperatur, dan kebutuhan daya untuk manuver. Daya yang dikonsumsi sebesar 205.95 watt. Selama malam hari atau tidak ada daya yang dihasilkan oleh panel surya, sumber daya diambil dari baterai. Dapat dilihat saat malam hari daya dari baterai terus menurun selama malam hari. Terlihat pada jam 07.00 ada daya yang masuk hasil dari panel surya melalui efek fotolistrik hingga pada jam 13.00 mengalami titik daya tertinggi lalu terus menurun hingga jam 19.00 dan berhenti menghasilkan daya. Daya yang digunakan untuk mengisi baterai merupakan surplus hasil pengurangan daya yang dibangkitkan oleh panel surya dengan konsumsi daya normal. Pada jam 07.00 daya yang bangkitkan lebih kecil daripada daya yang dikonsumsi baru kemudian karena semakin siang iradiasi dari matahari semakin besar, maka daya yang dibangkitkan juga semakin besar sehingga dapat mengisi baterai. Pukul 08.00 kebutuhan daya diambil alih oleh panel surya dan mulai pengisian baterai ulang yang telah dipakai sebelumnya. Lewat dari jam 17.00 baterai yang telah terisi penuh akan mengambil alih menompang daya yang dibutuhkan pesawat karena daya yang dihasilkan oleh panel surya menurun dan tidak bisa menompang seluruh kebutuhan pesawat sehingga membutuhkan daya baterai.



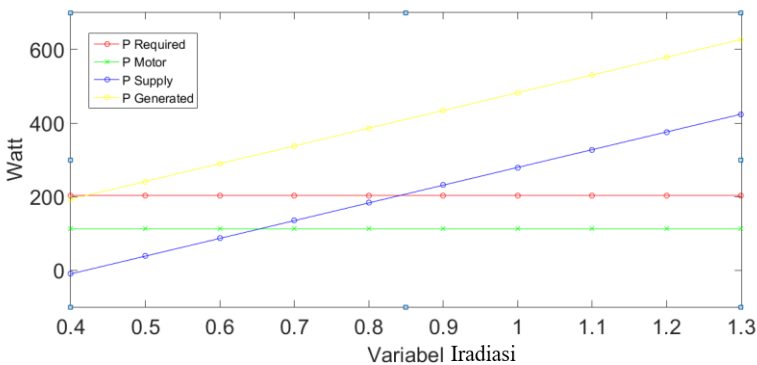
Gambar 4. 11 *Power Balance* Pesawat Terhadap Perubahan Iradiasi

Dapat terlihat pada gambar 4.11 pengaruh perubahan iradiasi terhadap daya pada baterai semakin rendah iradiasi, daya pada baterai akan semakin berkurang lebih cepat sehingga dibutuhkan waktu yang lebih

lama untuk baterai mengisi ulang kembali. Hal tersebut sesuai dengan daya yang masuk hasil dari panel surya ke pesawat semakin kecil seiring dengan iradiasi yang semakin kecil sedangkan total kebutuhan daya untuk melakukan penyesuaian resultan gaya agar pesawat tetap dapat terbang lurus dan sejajar akan tetap sehingga membutuhkan daya baterai lebih besar untuk membantu menompang pesawat.

4.3.3 Analisis Daya Pesawat

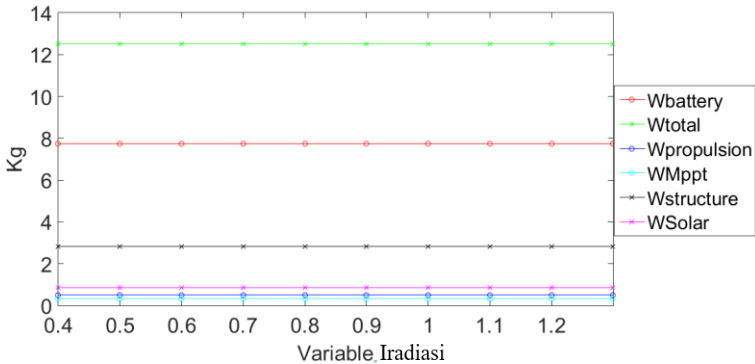
Dalam analisis daya pada pesawat terdapat empat daya yang akan dianalisis yaitu daya motor (P_{motor}), daya yang dibutuhkan pesawat ($P_{required}$), daya yang dihasilkan panel surya ($P_{generated}$) dan daya yang akan disuplai ke baterai (P_{supply}) terlihat pada gambar 4.12 di mana semakin naiknya iradiasi maka daya yang dihasilkan panel surya ($P_{generated}$) semakin besar sedangkan daya motor (P_{motor}) dan daya yang dibutuhkan pesawat ($P_{required}$) tetap sehingga daya cadangan yang akan disuplai ke baterai (P_{supply}) juga akan semakin naik.



Gambar 4.12 Daya Pada Pesawat Akibat Perubahan Iradiasi

4.3.4 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading

Terdapat analisis proporsi berat terhadap *wing loading* pesawat yang optimal agar pesawat dapat meningkatkan kemampuan jelajah terbang selama 24 jam. Pada gambar 4.13 seiring kenaikan iradiasi maka berat struktur ($W_{structure}$), berat baterai ($W_{battery}$), berat propulsi ($W_{propulsion}$), berat mmpt (W_{mppt}), berat panel surya (W_{pv}), dan berat total (W_{total}) akan konstan karena konstruksi dari pesawat tidak akan dipengaruhi intensitas radiasi matahari.



Gambar 4.13 Proporsi Berat Terhadap Perubahan Iradiasi

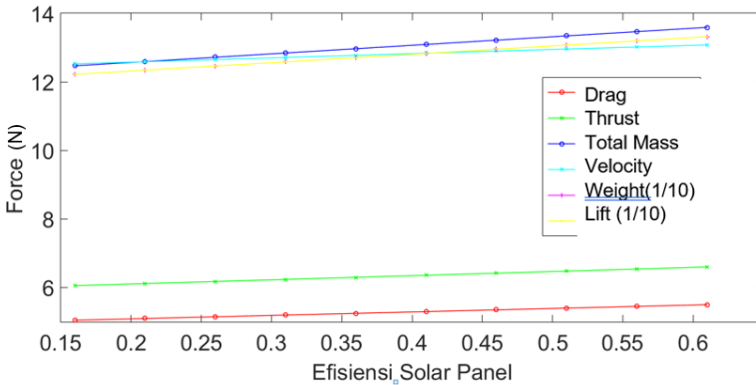
4.4 Perbandingan Performa Pesawat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel Surya

Dengan hasil simulasi dari *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya menggunakan *multi-objective genetic algorithm*, kemudian dilakukan perbandingan performansi pesawat terhadap perubahan efisiensi panel surya untuk melihat batas kemampuan jelajah pesawat. Konfigurasi pesawat dalam analisis kali ini akan dibuat tetap sesuai tabel 4.1, sedangkan untuk menyeimbangi perubahan efisiensi panel surya pada tugas akhir ini yang bervariasi dari 16% hingga 61% dengan jarak 5% dilakukan penyesuaian kecepatan jelajah untuk dapat tetap menyesuaikan resultan gaya agar dapat terbang lurus dan sejajar. Analisis dilakukan dengan menganalisis *power balance* selama 24 jam, kompensasi perubahan kecepatan terhadap perubahan efisiensi panel surya sehingga mempengaruhi gaya yang bekerja dalam pesawat seperti gaya dorong, angkat, berat dan hambat, serta proporsional pembebanan *wing loading* terhadap perubahan efisiensi panel surya.

4.4.1 Analisis Gaya Pada Pesawat

Terlihat pada gambar 4.14 perubahan dari efisiensi panel surya 16% hingga 61% terlihat bahwa dengan bertambahnya efisiensi panel surya maka gaya hambat (*drag*), gaya dorong (*torque*), gaya angkat (*lift*) dan kecepatan jelajah (*velocity*) konstan tidak terpengaruh. Namun akibat semakin tinggi efisiensi panel surya maka akan mempengaruhi pemilihan mppt yang digunakan sehingga mppt yang digunakan semakin berat dan

mempengaruhi gaya berat (*weight*) dan total massa (*mass total*) menjadi naik.



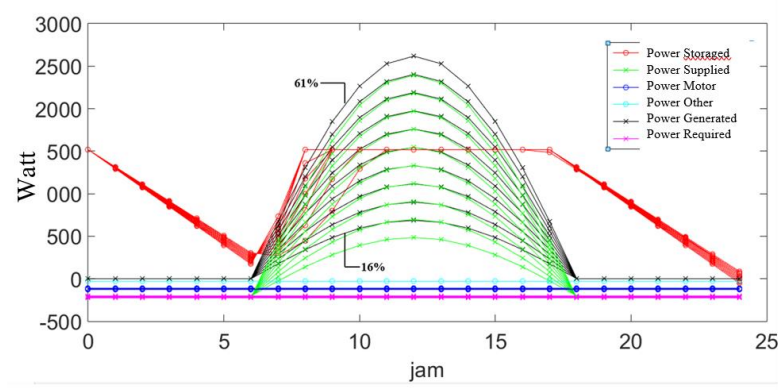
Gambar 4.14 Pengaruh Perubahan Efisiensi Panel Surya Terhadap Kecepatan Jelajah (V) dan Gaya Pada Pesawat

4.4.2 Analisis *Power Balance*

Dalam 24 jam dilakukan analisis terhadap *power balance* seperti yang dapat dilihat dari gambar 4.15. Daya yang dikonsumsi dianggap konstan karena tidak dipertimbangkan pengaruh dari perubahan kecepatan udara, perubahan temperatur, dan kebutuhan daya untuk manuver. Daya yang dikonsumsi sebesar 205.95 Watt. Selama malam hari atau tidak ada daya yang dihasilkan oleh panel surya, sumber daya diambil dari baterai. Dapat dilihat saat malam hari daya dari baterai terus menurun selama malam hari. Terlihat pada jam 07.00 ada daya yang masuk hasil dari panel surya melalui efek fotolistrik hingga pada jam 13.00 mengalami titik daya tertinggi lalu terus menurun hingga jam 19.00 dan berhenti menghasilkan daya. Terlihat bahwa semakin tinggi efisiensi panel surya maka daya yang dihasilkan juga akan semakin tinggi.

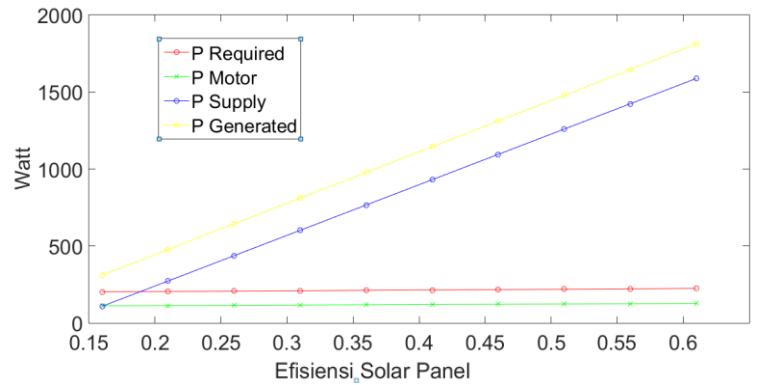
Daya yang digunakan untuk mengisi baterai merupakan surplus hasil pengurangan daya yang dibangkitkan oleh panel surya dengan konsumsi daya normal. Pukul 07.00 kebutuhan daya diambil alih oleh panel surya dan mulai pengisian baterai ulang yang telah dipakai sebelumnya. Terlihat semakin besar efisiensi panel surya maka semakin cepat pengisian baterai. Lewat dari jam 17.00 baterai yang telah terisi penuh akan mulai mengambil alih menompang daya yang dibutuhkan pesawat karena daya yang dihasilkan oleh panel surya menurun dan tidak

bisa menompang seluruh kebutuhan pesawat sehingga membutuhkan daya pada baterai.



Gambar 4.15 *Power Balance Pesawat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel Surya*

4.4.3 Analisis Daya Pesawat



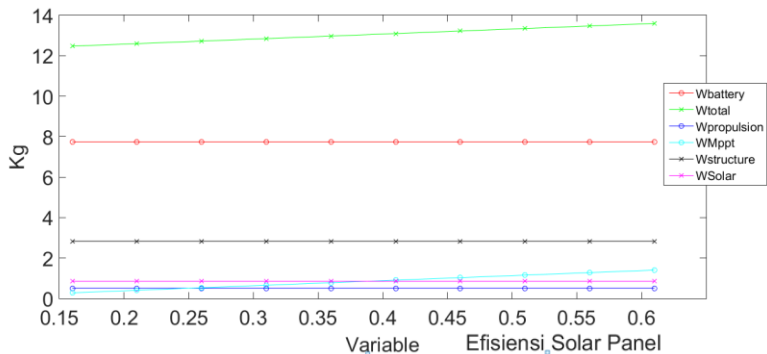
Gambar 4.16 *Daya Pada Pesawat Akibat Perubahan Efisiensi Panel Surya*

Dalam analisis daya pada pesawat terdapat tiga daya yang akan dianalisis yaitu daya motor (P_{motor}), daya yang dibutuhkan pesawat ($P_{required}$) dan daya yang akan disuplai ke baterai (P_{supply}) terlihat pada gambar 4.16 di mana semakin besarnya efisiensi panel surya maka daya yang dapat disuplai (P_{supply}) ke baterai sebagai cadangan daya

semakin naik dikarenakan daya yang didapat dari panel surya naik sedangkan daya motor P_{motor} dan daya keseluruhan yang dibutuhkan pesawat ($P_{required}$) tetap.

4.4.4 Proporsi Berat Terhadap Wing Loading

Terdapat analisis proporsi berat terhadap *wing loading* pesawat yang optimal agar pesawat dapat meningkatkan kemampuan jelajah terbang selama 24 jam. Pada gambar 4.17 seiring kenaikan efisiensi panel surya maka berat struktur ($W_{structure}$), berat baterai ($W_{battery}$), berat propulsiion ($W_{propulsion}$), dan berat panel surya (W_{pv}) akan konstan. Sedangkan berat mppt (W_{mppt}) dan berat total (W_{total}) akan naik akibat semakin tinggi efisiensi panel surya maka akan mempengaruhi pemilihan mppt yang digunakan sehingga mppt yang digunakan semakin berat.



Gambar 4.17 Proporsi Berat Terhadap Perubahan Efisiensi Panel Surya

BAB 5

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi dan analisis data terhadap *Optimal sizing* sistem pesawat terbang tanpa awak bertenaga surya menggunakan *multi-objective genetic algorithm* dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Dalam keadaan ideal tanpa pengaruh arah dan kecepatan angin, serta pengaruh perubahan tekanan dan masa jenis udara, konfigurasi pesawat hasil *optimal sizing* dapat terbang terus menerus selama 24 jam.
2. *Payload* maksimal yang dapat ditanggung maksimal 3 kg untuk konfigurasi pesawat hasil *optimal sizing* pada tugas akhir ini.
3. Konfigurasi pesawat ini mampu untuk mengimbangi tingkat iradiasi yang bervariasi dari 60% hingga 130% dari iradiasi awal 843 W/m^2 .
4. Meningkatnya efisiensi panel surya mengakibatkan daya yang dihasilkan lebih besar tanpa perlu menambah luasan panel surya yang telah ada, namun perubahan efisiensi panel surya perlu diikuti dengan perubahan kapasitas mppt, sehingga berat pesawat juga berubah, sehingga perlu penyesuaian kecepatan jelajah.
5. Untuk dapat menyeimbangi perubahan berat pesawat, maka kecepatan jelajah pesawat perlu disesuaikan, karena kecepatan jelajah sangat berpengaruh terhadap gaya angkat (*lift*) agar didapatkan resultan gaya vertikal=0 atau dalam kondisi terbang lurus dan sejajar.
6. Durasi penerbangan tanpa mengandalkan energi yang dihasilkan panel surya sangat mempengaruhi kapasitas penyimpanan baterai, karena *energy density* dari baterai yang masih sangat kecil karena terbatasnya teknologi saat ini membuat berat pesawat sangat besar yang menyebabkan diperlukan sayap yang besar untuk menghasilkan gaya angkat yang besar.

5.2 Saran

Saran yang diberikan untuk pengembangan tugas akhir ini adalah:

1. Pada tugas akhir ini pesawat masih terbang dalam keadaan lurus dan sejajar serta tidak mempertimbangkan pengaruh perubahan

kecepatan dan arah angin, ketinggian, perubahan dinamis iridiasi matahari dan kebutuhan daya untuk melakukan manuver. Diharapkan kedepannya dilakukan penelitian untuk menyempurnakan dari segi perubahan kecepatan dan arah angin, ketinggian, perubahan dinamis iridiasi matahari dan maneuver.

2. Kedepannya diharapkan penelitian dari tugas akhir ini dilakukan *pre-eliminary hardware test* atau implementasi

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. Noth, Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, Zurich: ETH ZÜRICH, 2008.
- [2] A. Luque, Handbook of Photovoltaic Science and Engineering, West Sussex : John Wiley & Sons Inc., 2002.
- [3] C.-L. Xia, Permanent Magnet Brushless DC Motor Drive and Controls, Singapore: John Wiley & Sons, 2012.
- [4] K. H. Nam, AC Motor Control and Electrical Vehicle Applications, CRC Press, 2010.
- [5] S. Nagamori, Permanent-Magnet and Brushless DC Motors, Oxford: Clarendon Press, 1985.
- [6] R. Becerra, "Four-quadrant sensorless brushless ECM drive," in *Applied Power Electronics Conference and Exposition*, Dallas, 2001.
- [7] J.-K. Shiau, "Optimal sizing and Cruise Speed Determination," *JOURNAL OF AIRCRAFT*, 2014.
- [8] "Based on the orthogonal experiment optimization of UAV wing bionic airfoil design," *Advances in Engineering Materials and Applied Mechanics*, 2016.
- [9] S. Nagasaki, "Automatic Generation of UAV Configuration by Using Evolutionary Algorithm," *Infotech Aerospace Conferences*, 2005.
- [10] K. Man, Genetic Algorithms Concepts and Designs, Kowloon, 1999.
- [11] D. W. Hall, "Structural sizing of a solar powered aircraft," *Lockheed Missiles and Space Co.*, 1984.
- [12] J. John D. Anderson, Aircraft Performance and Design, Pennsylvania: McGraw-Hill Education, 1998.
- [13] F. Cladella, "Power Factor Correction (PFC) On Brushless DC Motor Speed Drive Using Bridgeless Isolated-Cuk Converter," *Jurusan Teknik Elektro ITS*, 2017

Halaman ini sengaja dikosongkan

LAMPIRAN

MAIN PROGRAM

```
clc
clear
Td=12;
Tm=12;

% Weighting GA Optimization
w1=30;
w2=5;
w3=60;

%Innitial Data

Irira = 1300; %Irradiance Level (W/m2)
npan= 0.16; %eff Solar Panel
nmppt=0.95; %eff Solar motor
Fsafety=1.2; %faktor keamanan
nmot=0.8; %eff Solar motor
nprop=0.85; %eff Solar Propulsion
Pother = 30; %daya lainnya

fdod = 1.2; %Deep of Discharge Ratio
ndischarge=0.95;%eff Solar motor
ncharge = 0.8;%eff Solar motor
Nvonv=0.7;%eff Solar motor
Kmppt=0.00047;
Battd=196;%Battery Density, Wh/kg
g=9.8;%gravitasi

koef=1;
lat=-7.313566;
press=0.937737;
Ssol=0.95;
Payl=1;
```

```

[perbulanbulan,perjam]=permodelaniridiasi(lat,
press);
perjam=perjam*koef;

%add Database
load('M-power.mat');
load('M-weight.mat');
load('altalt.mat');
load('altden.mat');

%motor Power To Weight Ratio
q=polyfit(altden,altalt,3);
qq=polyval(q,1:500:1100);
p=polyfit(mweight,mpower,1);
pp=polyval(p,1:100:2500);

jj=Payl;

% Initial Data
Ts=0.25*Td;

%Safe Parameter
save('initialdata.mat','w1','w2','w3','w4','Td',
'Ts','Tm','perjam','Ssol','Payl','Irra','npan','
nmppt','nmppt','nmot','nprop','Pother','Fsafety',
'fdod','ndischarge','ncharge','Nvonv','Kmppt','
Battd','g')

% GA Declaration
rng default % For reproducibility
ObjFcn=@fitnessfunctionOptimalSizing;
ConsFcn = @ConstrainOptimalSizing;
nvars=6;
LB= [1.225, 0.001 , 0.01 , 1, 8, 5];
UB= [1.225, 0.01 , 0.9 ,100, 100, 30];
opts =
gaoptimset('SelectionFcn',@selectiontournament,
Generations',200,'PlotInterval',1,'SelectionFcn'

```

```
,@selectiontournament,'CreationFcn',@gacreationu
niform,'PlotFcns',{@gaplotbestf,@gaplotstopping}
,'PopulationSize',100);
[x,fval,exitFlag,Output]=gamultiobj(ObjFcn,nvars
,[],[],[],LB,UB,ConsFcn,opts);
```

```
%Power Estimation
```

```
K=4/3/3.14/0.9/x(6); %Konstanta Drag and Lift
Cd= x(2)+4/3/3.14/0.9/x(6)*x(3)^2; %Coef Drag
Tr = 0.5* Fsafety * Cd * x(1) * x(5)^2 * x(4);
```

```
%Torque
```

```
Pprop=Tr*x(5)/(nmot*nprop); %Daya Propulsi
Ebatt = (Tm)*(Pprop+Pother)/(fdod*ndischarge);
```

```
%Kapasitas Batt dlm Wh
```

```
ebatt=Ebatt/14.8; %Kapasitas Batt dlm Ah
Treq =Cd * 1 * (x(5)*10)^2 * x(4)/nprop;
Preqm = ((Pprop+Pother)/Nvonv); %Daya yang
dibutuhkan Wh
```

```
%Power Supply
```

```
Pgen=Ssol*x(4)*perjam*npan*nmpppt;
Pinresultan=(Pgen-Preqm)/ncharge;%Daya yang
disupply
Psupp=sum(Pinresultan(1:11)/(Td));
```

```
%Power Balance
```

```
Pinresultan(12:Tm+12)=Preqm*-1;
if Td<12;
Pinresultan(1:12-Td)=Preqm*-1;
end
if Tm<12;
Pinresultan(12+Tm:24)=0;
end
Pbal(1:24)=0;
for jam=1:24
if jam==1;
j=jam+18;
```

```

Power(jam)=Ebatt+Pinresultan(j);
Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<7;
j=jam+18;
Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(j);
Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<18;
Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(jam-6);
if Power(jam)>Ebatt;
Power(jam)=Ebatt;
end
Pbal(jam)=Pinresultan(jam-6);
else jam<25;
Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(jam);
Pbal(jam)=Pinresultan(jam);
end
end
Preq =sum(Ebatt-Power(6:18))/(Td);

%Lift
L=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*x(3); %Lift

%Drag
D=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*Cd; %Drag

% Weight Estimation
Wstruct=0.9*x(4)+Payl;
Wsolar=0.22*Ssol*x(4);
Wprop=0.0045*Pprop;
Wmppt=max(Pinresultan)*0.00047;
Wbatt=Ebatt/Battd;

%Weight Calculation
Wtot=Wstruct+Wsolar+Wprop+Wmppt+Wbatt+1;
Mtot=2.32*x(4)+0.000549*x(4)*x(5)^3+7.2557;
ws=sqrt(x(4)*x(6)); %Wing Span bentang sayap
Vopt=sqrt((2/x(1))*sqrt(K/3/x(2))*(Wtot*g/x(4)))
;
W=Wtot*g;

```



```

%Resultan Gaya
ResultanX=Tr-D;
ResultanY=L-W;

%Database
Specmotor=polyval(p,Wprop*1000); %Daya Motor dlm
W
altitude=polyval(q,x(1))+500; %Ketinggian
Jelajah

% AirD, Cd0, Cl,Sref, V, AR
AirD=x(1);
Cdo=x(2);
Cl=x(3);
Sref=x(4);
V=x(5);
AR=x(6);
Totaldurasi= (Td+Tm);

EBMot(1:24)=-Pprop;
EBOther(1:24)=-Pother;
EBCharge(1:5)=0;
EBCharge(7:17)=Pgen;
EBCharge(18:24)=0;
EBReq(1:24)=-Preqm;

ccc=1:24;
y1=Power(ccc);
y2=EBCharge(ccc)+EBReq(ccc);
y3=EBMot(ccc);
y4=EBOther(ccc);
y5=EBCharge(ccc);
y6=EBReq(ccc);

%cmn buat ngeprint gapenting

```

```

formatSpec = 'Fitness %4.2f \nEbatt= %4.2f WaH,
Bat= %4.2f Mah, WBatt= %4.2f kg \nEnwergi yang
dibutuhkan= %4.2f Wh, Ppropulsion=%4.2f W, Rata
Rata Daya supply=%4.2f W, Pcharge=%4.2f W
\nSpesifikasi Motor = %4.0f Watt, AirFoil
Profile Cd= %4.6f, Cl= %4.6f, Aspect
Ratio=%3.0f, WingSpan= %4.3f m,
altitude=%4.4f\nWtotal= %4.2f Kg, Wpropulsion=
%4.2fKg, Wmppt= %4.2f Kg, Wstructure= %4.2f Kg,
Wsolar= %4.2f Kg\nVelocity= %4.2f m/s, Lama
terbang= %4.0f jam, Lama Siang=%4.0f jam, Lama
Malam= %4.0f jam\n';
fprintf(formatSpec,fval,
Ebatt,ebatt,Wbatt,Preqm, Pprop,Psupp,Psupp*Td,
Specmotor,x(2), x(3), x(6),ws,altitude, Wtot,
Wprop, Wmppt, Wstruct, Wsolar,x(5),
(Td+Tm),Td,Tm)

InititalData(1,:)=table(jj,w1,w2,w3,w4,Td,Ts,Tm,
perjam,ssol,Payl,Irra,npan,nmppt,nmppt,nmot,npro
p,Pother,Fsafety,fdod,ndischarge,ncharge,Nvonv,K
mppt,Battd,g);
OptimalSizing(1,:)=table(jj,fval,
Ebatt,ebatt,Wbatt,Preqm, Pprop,Psupp,
Specmotor,Cdo, Cl,AR,ws,altitude, Wtot, Wprop,
Wmppt, Wstruct, Wsolar,V,
Totaldurasi,Td,Tm,D,Tr,W,L);
PowerBalance(:, :,1)=[jj y1 ;jj y2;jj y3;jj y4;jj
y5;jj y6];
OptimalResult(1,:)=table(jj,AirD, Cdo, Cl,Sref,
V, AR);
formatSpec = 'iterasi ke %2.f, Payload %2.f,
%7.3f\n';
fprintf(formatSpec,1,jj,fval)

save('OptimalResultPayload.mat','OptimalResult')
save('InitialDatPayload.mat','InititalData')
save('HasilIterasiPayload.mat','OptimalSizing')
save('PowerBalancePayload.mat','PowerBalance')

```

CONSTRAIN

```
function [c, c_eq]= ConstrainOptimalSizing(x)
% AirD, Cd0, Cl,Sref, V, AR

load('initialdata.mat')

%Power Estimation
K=4/3/3.14/0.9/x(6); %Konstanta Drag and Lift
Cd= x(2)+4/3/3.14/0.9/x(6)*x(3)^2; %Coef Drag
Tr = 0.5* Fsafety * Cd * x(1) * x(5)^2 * x(4);
%Torque
Pprop=Tr*x(5)/(nmot*nprop); %Daya Propulsi
Ebatt = (Tm)*(Pprop+Pother)/(fdod*ndischarge);
%Kapasitas Batt dlm Wh
ebatt=Ebatt/14.8; %Kapasitas Batt dlm Ah
Treq =Cd * 1 * (x(5)*10)^2 * x(4)/nprop;
Preqm = ((Pprop+Pother)/Nvonv); %Daya yang
dibutuhkan Wh

%Power Supply
Pgen=Ssol*x(4)*perjam*npan*nmpppt;
Pinresultan=(Pgen-Preqm)/ncharge;%Daya yang
disupply
Psupp=sum(Pinresultan(1:11)/(Td));

%Power Balance
Pinresultan(12:Tm+12)=Preqm*-1;
if Td<12;
Pinresultan(1:12-Td)=Preqm*-1;
end
if Tm<12;
Pinresultan(12+Tm:24)=0;
end
Pbal(1:24)=0;
for jam=1:24
if jam==1;
j=jam+18;
```

```

    Power(jam)=Ebatt+Pinresultan(j);
    Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<7;
    j=jam+18;
    Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(j);
    Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<18;
    Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(jam-6);
    if Power(jam)>Ebatt;
        Power(jam)=Ebatt;
    end
    Pbal(jam)=Pinresultan(jam-6);
else jam<25;
    Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(jam);
    Pbal(jam)=Pinresultan(jam);
end
end
Preq =sum(Ebatt-Power(6:18))/(Td);

%Lift
L=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*x(3); %Lift

%Drag
D=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*Cd; %Drag

% Weight Estimation
Wstruct=0.45*x(4)+Payl;
Wsolar=0.22*Ssol*x(4);
Wprop=0.0045*Pprop;
Wmppt=max(Pinresultan)*0.00047;
Wbatt=Ebatt/Battd;

%Weight Calculation
Wtot=Wstruct+Wsolar+Wprop+Wmppt+Wbatt+1;
ws=sqrt(x(4)*x(6)); %Wing Span bentang sayap
Vopt=sqrt((2/x(1))*sqrt(K/3/x(2))*(Wtot*g/x(4)))
;
W=Wtot*g;

```

```

c =[W-L; Vopt-x(5) ;Preq-Psupp; Preqm*5-Ebatt;D-
Tr];
c_eq=[];
end

```

FITNESS FUNCTION

```
function y= fitnessfunctionOptimalSizing(x)
% AirD, Cd0, Cl,Sref, V, AR
load('initialdata.mat')

%Power Estimation
K=4/3/3.14/0.9/x(6); %Konstanta Drag and Lift
Cd= x(2)+4/3/3.14/0.9/x(6)*x(3)^2; %Coef Drag
Tr = 0.5* Fsafety * Cd * x(1) * x(5)^2 * x(4);
%Torque
Pprop=Tr*x(5)/(nmot*nprop); %Daya Propulsi
Ebatt = (Tm)*(Pprop+Pother)/(fdod*ndischarge);
%Kapasitas Batt dlm Wh
ebatt=Ebatt/14.8; %Kapasitas Batt dlm Ah
Treq =Cd * 1 * (x(5)*10)^2 * x(4)/nprop;
Preqm = ((Pprop+Pother)/Nvonv); %Daya yang
dibutuhkan Wh

%Power Supply
Pgen=Ssol*x(4)*perjam*npan*nmppt;
Pinresultan=(Pgen-Preqm)/ncharge;%Daya yang
disupply
Psupp=sum(Pinresultan(1:11)/(Td));

%Power Balance
Pinresultan(12:Tm+12)=Preqm*-1;
if Td<12;
    Pinresultan(1:12-Td)=Preqm*-1;
end
if Tm<12;
    Pinresultan(12+Tm:24)=0;
end
Pbal(1:24)=0;
for jam=1:24
    if jam==1;
        j=jam+18;
        Power(jam)=Ebatt+Pinresultan(j);
```

```

        Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<7;
    j=jam+18;
    Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(j);
    Pbal(jam)=Pinresultan(j);
elseif jam<18;
    Power(jam)=Power(jam-1)+Pinresultan(jam-
6);
    if Power(jam)>Ebatt;
        Power(jam)=Ebatt;
    end
    Pbal(jam)=Pinresultan(jam-6);
else jam<25;
    Power(jam)=Power(jam-
1)+Pinresultan(jam);
    Pbal(jam)=Pinresultan(jam);
end
end
Preq =sum(Ebatt-Power(6:18))/(Td);

%Lift
L=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*x(3); %Lift

%Drag
D=0.5*x(1)*x(5)^2*x(4)*Cd; %Drag

% Weight Estimation
Wstruct=0.45*x(4)+Payl;
Wsolar=0.22*Ssol*x(4);
Wprop=0.0045*Pprop;
Wmppt=max(Pinresultan)*0.00047;
Wbatt=Ebatt/Battd;

%Weight Calculation
Wtot=Wstruct+Wsolar+Wprop+Wmppt+Wbatt+1;
ws=sqrt(x(4)*x(6)); %Wing Span bentang sayap
Vopt=sqrt((2/x(1))*sqrt(K/3/x(2))*(Wtot*g/x(4)))
;
W=Wtot*g;

```

```
y=w1*abs (L-W) +w2*abs (Psupp-Preq) +w3*abs (x (5) -  
Vopt) ;  
end
```


PEMODELAN IRIDIASI

```
function
[perbulanbulan,perjam]=permodelaniridiiasi(lat,
AirD)

bulan=zeros(1,12);
p=AirD;
perjam=0;

for haridalamsetaun=1:365
T=0.75; % Transmittance
Io=1353; % radiasi perjam per meter persegi

jam=[7,8,9,10,11,12,13,14,15,16,17];
sudutjam=(12.0-jam)*15.0*pi/180.0; %kemiringan
matahari untuk setiap jam dalam sehari
kemiringan=23.45*sin(2.0*pi*(284.0+haridalamseta
un)/365.0)*pi/180.0;

A=sin(lat*pi/180.0)*sin(kemiringan)+cos(lat*pi/1
80.0)*cos(kemiringan)*cos(sudutjam);

m=p./(101.3*A);
Ib=A*Io.*(T.^m);
H=0.3*(1.0-T.^m)*Io.*A;

St=Ib+H; % St is the total radiation;

perjam=(perjam+St);
Irradiance_Wm2 = mean(St);

%Jan = 1 - 31 (31)
%Feb = 32 - 59 (28)
%Mar = 60 - 90 (31)
%Apr = 91 - 120 (30)
%Mei = 121 - 151 (31)
%Jun = 152 - 181 (30)
```

```

%Jul = 182 - 212 (31)
%Agu = 213 - 243 (31)
%Sep = 244 - 273 (30)
%Okt = 274 - 304 (31)
%Nov = 305 - 334 (30)
%Dec = 335 - 365 (31)

if haridalamsetaun <= 31
    bulan(1,1) = bulan(1,1)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=32 && haridalamsetaun
<=59
    bulan(1,2) = bulan(1,2)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=60 && haridalamsetaun
<=90
    bulan(1,3) = bulan(1,3)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=91 && haridalamsetaun
<=120
    bulan(1,4) = bulan(1,4)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=121 && haridalamsetaun
<=151
    bulan(1,5) = bulan(1,5)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=152 && haridalamsetaun
<=181
    bulan(1,6) = bulan(1,6)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=182 && haridalamsetaun
<=212
    bulan(1,7) = bulan(1,7)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=213 && haridalamsetaun
<=243
    bulan(1,8) = bulan(1,8)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=244 && haridalamsetaun
<=273
    bulan(1,9) = bulan(1,9)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=274 && haridalamsetaun
<=304
    bulan(1,10) = bulan(1,10)+Irradiance_Wm2;
elseif haridalamsetaun >=305 && haridalamsetaun
<=334
    bulan(1,11) = bulan(1,11)+Irradiance_Wm2;

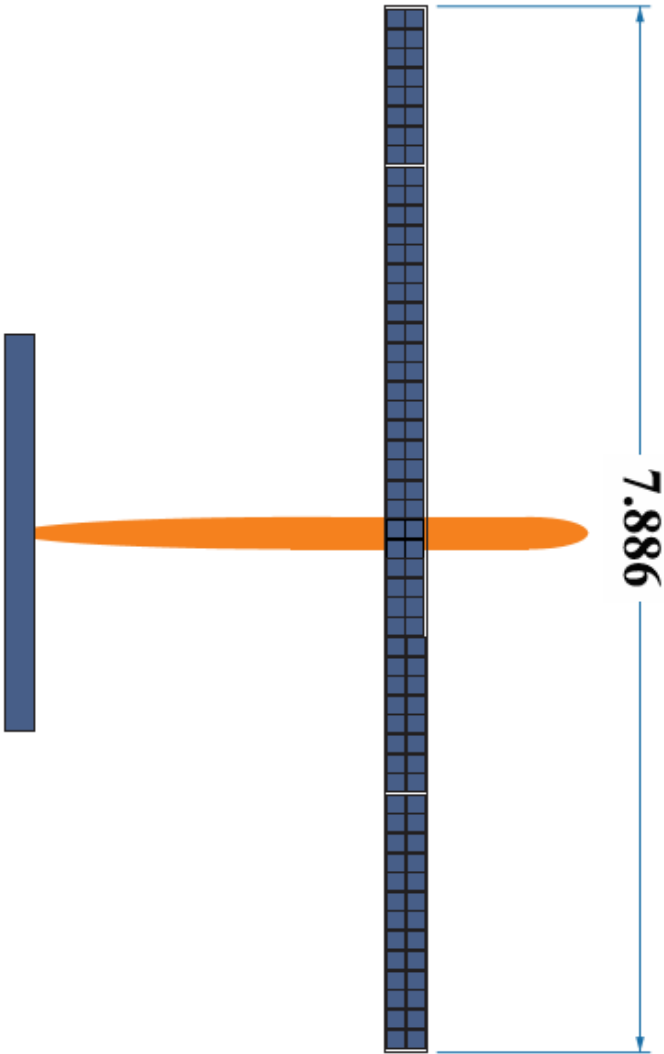
```

```

elseif haridalamsetaun >=335 && haridalamsetaun
<=365
    bulan(1,12) = bulan(1,12)+Irradiance_Wm2;
end
end
bulan(1,1)=bulan(1,1)/31;
bulan(1,2)=bulan(1,2)/28;
bulan(1,3)=bulan(1,3)/31;
bulan(1,4)=bulan(1,4)/30;
bulan(1,5)=bulan(1,5)/31;
bulan(1,6)=bulan(1,6)/30;
bulan(1,7)=bulan(1,7)/31;
bulan(1,8)=bulan(1,8)/31;
bulan(1,9)=bulan(1,9)/30;
bulan(1,10)=bulan(1,10)/31;
bulan(1,11)=bulan(1,11)/30;
bulan(1,12)=bulan(1,12)/31;
perbulanbulan=bulan;
perjam=perjam/365;
end

```

Desain Pesawat



NOMENCLATURE

$f_A(\theta)$	fungsi gelombang <i>back</i> EMF fasa A
ψ_m	nilai maksimum <i>flux linkage</i> magnet permanen terhadap kumparan stator, $\psi_m = 2NSB_m$
B_m	nilai maksimum distribusi kerapatan magnet permanen dalam <i>air gap</i>
ω	kecepatan putar rotor
μ	permeabelitas bahan
N	jumlah lilitan
I	arus
l	panjang lilitan.
f	frekuensi arus input
P	jumlah kutub stator.
T_e	torsi elektromagnetik
ϕ	<i>latitude</i>
z	kemiringan
δ	posisi arah dan kemiringan matahari terhadap permukaan di ekuator
I_b	Total iradiasi perjam per meter persegi
T	<i>transmittance</i>
I_0	iradiasi ekstraterrestrial
D	gaya hambat
L	gaya angkat
T_r	gaya dorong
C_D	koefisien <i>drag</i>
C_L	koefisien <i>lift</i>
ρ_∞	kerapatan udara
S_{ref}	luas dari sayap
W	berat
v	kecepatan jelajah
$C_{D,0}$	koefisien <i>zero-lift drag</i>
K	kombinasi proporsional konstanta dari parasit dan <i>induced drag</i>
e	efisiensi rentang sayap
AR	rasio aspek
V_{opt}	kecepatan jelajah dalam kondisi energi minimum
S_{panel}	luas panel

S_{ref}	luas sayap
M_{panel}	massa panel
M_{mppt}	massa mppt
k_{mppt}	konstanta efisiensi dari produk di pasaran
η_{panel}	efisiensi panel surya
η_{mppt}	efisiensi mppt
$M_{propulsion}$	massa propulsi
$P_{propulsion}$	daya propulsi
$M_{structure}$	massa struktur pesawat
$M_{battery}$	massa baterai
$\rho_{battery}$	kerapatan energi baterai
$E_{battery}$	kapasitas baterai
T_{dusk}	durasi senja hari
T_{night}	durasi malam hari
T_{day}	durasi siang hari
P_{others}	daya yang dibutuhkan oleh beberapa perangkat lain di pesawat
f_{DOD}	kapasitas <i>deep of discharge</i>
$\eta_{discharge}$	efisiensi dari <i>discharge</i> baterai
P_{others}	Total daya lain selain untuk sistem pendorong
η_{motor}	efisiensi dari motor
$\eta_{propeller}$	efisiensi dari propeller
T_r	gaya dorong pesawat
f_{safety}	faktor keselamatan
ρ_{∞}	kerapatan udara
$M_{payload}$	massa <i>payload</i>
M_{total}	total beban
$\eta_{converter}$	efisiensi sistem manajemen energi
$P_{required/hour}$	total daya yang digunakan untuk mengisi baterai selama siang hari per jam
E_{sun}	iradiasi rata-rata energi radiasi matahari
$P_{supplied}$	daya disuplai panel surya
$J(S_{ref}, v)$	fungsi kecocokan
w_1, w_2, w_3	konstanta faktor positif dari berat

RIWAYAT HIDUP



Penulis memiliki nama lengkap Muhammad Faiz Afif dilahirkan di Kediri pada tanggal 21 Maret 1995. Penulis merupakan anak kedua dari empat bersaudara yang lahir dari pasangan Bapak Ir. Edy Yulianto dan Ibu Frida Andriani. Penulis menjalani hampir selama masa hidupnya di Jakarta. Menamatkan pendidikan dasar di Madrasah Pembangunan UIN Jakarta (tahun 2007), melanjutkan pendidikan di SMPN 19 Jakarta (tahun 2010) dan Pendidikan menengah di SMAN 8 Jakarta (tahun 2013). Penulis saat ini sedang menempuh studi sarjana teknik di Jurusan Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Penulis mengambil bidang studi Teknik Sistem Tenaga dan memiliki minat pada bidang konversi energi listrik dan pesawat terbang. Selama kuliah penulis aktif dalam berbagai kegiatan akademis maupun non akademis. Penulis bergabung dengan UKM Robotika sejak tahun 2015 hingga saat ini. Penulis juga bergabung dalam AIESEC (tahun 2014-2015) dan Panitia ELECTRA IV (tahun 2014-2015). Selain itu penulis juga merintis Lanius Labs yaitu *start-up company* berlatar belakang teknologi. Penulis dapat dihubungi melalui email faizafif21@gmail.com.

Halaman ini sengaja dikosongkan